00510154

V215.5
07

飞机结构日历寿命体系评定技术

刘文珽　李玉海　等著

航空工业出版社

北航　C0827007

内 容 提 要

考虑环境腐蚀的影响，全面评定飞机结构的日历寿命体系是工程上的迫切需求，也是结构寿命可靠性理论发展的一个重要领域。本书全面阐述了飞机结构日历寿命体系评定的基本理论、分析方法、试验技术和应用技术，共11章。本书理论体系完整，密切结合飞机结构的实际应用，实用性很强。对从事结构和强度设计技术人员有重要的应用价值，也对从事结构寿命可靠性研究的科研工作者有重要参考意义，同时，可作为有关专业研究生的教学参考书。

图书在版编目（CIP）数据

飞机结构日历寿命体系评定技术/刘文珽等编. —北京：航空工业出版社，2004.10
ISBN 7-80183-482-8

Ⅰ.飞... Ⅱ.刘... Ⅲ.飞机构件—寿命—评价—技术 Ⅳ.V215.5

中国版本图书馆CIP数据核字（2004）第108273号

飞机结构日历寿命体系评定技术
Feiji Jiegou Rili Shouming Tixi Pingding Jishu

航空工业出版社出版发行
（北京市安定门外小关东里14号 100029）
发行部电话：010-84926529 010-64978486
北京航宇印刷厂印刷 全国各地新华书店经售
2004年10月第1版 2004年10月第1次印刷
开本：787×1092 1/16 印张：15.125 字数：374千字
印数：1-1000 定价：30.00元

《飞机结构日历寿命体系评定技术》

总编审委员会

主　编　李玉海　刘文斑
副主编　杨　旭　张立新　郑晓玲　金　平　王　智
总　审　张福泽　段成美　李　明
副总审　吕志刚　蒋祖国　傅志高　肖超福　姚文增

编审人员

主　编　刘文斑　李玉海
副主编　王向明　姜　军　陈群志　陈跃良
主　校　贺小帆
主　审　张福泽　段成美　蒋祖国　吕志刚　肖超福
编　委　（按姓氏笔画排列）
王向明　王　进　王忠波　王　智　王逾涯　孙明礼
刘小冬　刘文斑　李玉海　宋恩鹏　陈跃良　陈群志
张立新　张联营　杨　旭　杨晓华　金　平　贺小帆
侯　伟　姜　军　韩峰岩　蒋冬滨　穆志韬

编校人员（带＊者为各章负责人）

章号	编写					校对	
第 1 章	刘文斑＊	李玉海				杨　旭	韩峰岩
第 2 章	刘小冬＊	张联营	侯　伟			张立新	王　智
第 3 章	陈群志＊	穆志韬	孙明礼	王逾涯		贺小帆	
第 4 章	金　平＊	陈跃良	杨晓华			刘文斑	
第 5 章	刘文斑＊	贺小帆	陈群志	蒋冬滨		宋恩鹏	
第 6 章	陈跃良＊	杨晓华	贺小帆	陈群志		姜　军	
第 7 章	李玉海＊	刘文斑	姜　军			王向明	
第 8 章	贺小帆＊	王忠波	刘文斑			杨晓华	
第 9 章	陈跃良＊	金　平	杨晓华			刘文斑	
第 10 章	刘文斑＊	张福泽	李玉海	贺小帆	陈群志	杨　旭	韩峰岩
第 11 章	姜　军＊	王向明	王　进			王　智	穆志韬

前　言

使用寿命是飞机等大型结构的重要技术指标，飞机结构的使用寿命包括以飞行小时（起落）数表示的疲劳寿命和用使用年限表示的日历寿命。飞机使用过程中结构不仅承受着交变载荷，同时还承受着环境的作用。地面停放时环境腐蚀会使结构的疲劳品质下降，而空中环境与载荷共同作用构成的腐蚀疲劳则会加剧结构的疲劳损伤，从而降低结构的疲劳寿命；环境产生的腐蚀也会导致结构的一些部位防护涂层失效而造成结构功能丧失。环境腐蚀影响与飞机的使用年限密切相关，从而对飞机结构的日历寿命起着关键作用。研究腐蚀对结构寿命可靠性的影响，建立飞机结构日历寿命体系评定技术，无论对于新研飞机结构实现指定载荷/环境下的使用寿命要求，还是对现役飞机结构进行使用寿命，特别是日历寿命评定，都是一项十分迫切而重要的任务。

一般环境下飞机结构的疲劳寿命评定技术已相对成熟，并有多部专著、手册、指南问世。有关腐蚀对结构寿命影响的论著也有出版，但内容主要涉及载荷/环境共同作用下的腐蚀疲劳问题，而综合考虑地面停放腐蚀与飞行中腐蚀疲劳对结构寿命影响的工程实用的飞机结构日历寿命体系评定技术，尚缺少有关的著作或指南。然而，我国多个新研和定型飞机型号均进入定寿阶段，必须评定其结构是否能达到预定的日历寿命指标，现役机种也亟待给出科学、合理的日历寿命体系，因此，对飞机结构日历寿命体系评定技术及其工具书的需求也就十分迫切。

为适应工程的迫切需求，有关飞机设计单位和航空院校联合编著了《飞机结构日历寿命体系评定技术》一书。

本书在参加编写的单位十几年来航空预研及型号应用成果的基础上，吸收国内外有关先进技术，加以总结、归纳和提高，较为系统地阐述了飞机结构日历寿命体系评定技术的理论、方法、试验技术及实施途径，贯彻了内容完整、技术先进、实用性强的原则。既是工程指南，也是一本技术专著。

全书共分 11 章，第 1 章为绪论，阐述了飞机结构日历寿命体系的概念与评定的总体思路；第 2 章、第 3 章分别概述了作为飞机结构日历寿命体系评定前提条件的一般环境下飞机结构疲劳定寿方法和典型腐蚀（老化）类型与机理；第 4 章介绍了描述飞机结构使用环境的地面环境谱、空中环境谱与载荷/环境谱；第 5 章、第 6 章阐述了作为日历寿命体系评定中的关键试验技术——加速腐蚀环境谱与试验技术及当量加速关系（加速因子）；第 7 章、第 8 章论述了腐蚀条件下飞机结构的疲劳寿命评定与分析技术，其中第 7 章采用的是考虑地面停放腐蚀与飞行中腐蚀影响修正一般环境下疲劳定寿结论的方法，第 8 章则为腐蚀条件下飞机结构的疲劳寿命分析与耐久性分析方法；第 9 章介绍了在腐蚀环境下保证飞机结构使用安全的腐蚀损伤容限技术；第 10 章是全书重要的一章，全面阐述了日历寿命体系评定技术，包括疲劳关键件、腐蚀关键件（部位）的日历寿命评定及全机结构的

腐蚀条件下日历寿命体系评定；第 11 章叙述了保障飞机结构日历寿命体系的结构检查维护与修理技术。

本书主要适用于飞机结构设计与强度技术人员、结构寿命可靠性领域的科研人员及院校师生，对于其他行业从事装备（机械）设计及结构可靠性的技术人员也有重要的参考价值。

感谢张福泽院士、李明院士和段成美教授等在百忙之中主审了本书，提出了十分宝贵的建议；感谢空军装备部科研订货部和海军装备部航空技术保障部机关对本书编写的指导和支持；航空工业出版社为本书的出版付出了艰辛的劳动，在此一并致以谢意。由于飞机结构日历寿命体系评定技术尚在发展中，加之我们水平所限，书中不足乃至错谬之处在所难免，敬请读者批评指正。

著　者

2004 年 1 月 14 日

目　录

第1章　绪　论

1.1　飞机结构的寿命体系 …… (1)
1.1.1　飞机的重要性能指标——使用寿命 …… (1)
1.1.2　飞机结构的使用寿命 …… (1)
1.1.3　飞机结构的日历寿命体系 …… (2)
1.2　腐蚀条件对飞机结构寿命的影响 …… (3)
1.2.1　腐蚀条件对飞机结构疲劳寿命的影响 …… (3)
1.2.2　腐蚀条件对飞机结构日历寿命的影响 …… (3)
1.2.3　腐蚀条件对飞机结构寿命体系的影响 …… (4)
1.3　飞机结构日历寿命体系评定的技术途径 …… (4)
1.3.1　日历寿命体系评定的基础与前提条件 …… (4)
1.3.2　日历寿命评定的关键件（部位）与模拟试件 …… (5)
1.3.3　加速腐蚀试验技术 …… (6)
1.3.4　疲劳关键件（部位）日历寿命体系评定的技术途径 …… (6)
1.3.5　腐蚀失效关键部位日历寿命评定的技术途径 …… (7)
1.3.6　飞机结构日历寿命体系的综合评定 …… (7)
1.3.7　飞机结构的腐蚀检修要求 …… (8)
参考文献 …… (8)

第2章　一般环境下飞机结构疲劳定寿方法概述

2.1　疲劳定寿的技术途径 …… (9)
2.1.1　结构疲劳寿命评定准则 …… (9)
2.1.2　关键件与关键危险部位的确定 …… (10)
2.1.3　疲劳载荷谱的编制 …… (10)
2.1.4　关键件细节应力分析 …… (11)
2.1.5　新机设计过程中和现役飞机的疲劳寿命分析评定 …… (11)
2.1.6　全尺寸结构疲劳/耐久性、损伤容限试验 …… (11)
2.2　疲劳载荷谱的实测与编制 …… (12)
2.2.1　飞行任务剖面的确定 …… (12)
2.2.2　实测飞行参数的选择 …… (13)

2.2.3 载荷方程的建立 …… (13)
2.2.4 飞行实测基地和飞行员的选择 …… (14)
2.2.5 测量参数数据的预处理 …… (14)
2.2.6 测量参数数据的判读 …… (14)
2.2.7 飞机重心处实测机动载荷谱的编制 …… (14)
2.2.8 飞行实测导出的飞－续－飞载荷谱 …… (15)
2.3 关键部位的细节应力分析 …… (16)
2.3.1 技术准备 …… (16)
2.3.2 建立关键件结构几何模型 …… (17)
2.3.3 建立结构细网格有限元模型 …… (17)
2.3.4 结构细节应力分析 …… (19)
2.3.5 细节应力分析结果的评估 …… (19)
2.4 疲劳、损伤容限、耐久性分析 …… (19)
2.4.1 疲劳分析 …… (19)
2.4.2 损伤容限分析 …… (25)
2.4.3 耐久性分析 …… (32)
2.5 部件及全机结构疲劳试验 …… (48)
2.5.1 试验要求 …… (48)
2.5.2 试验方案的确定 …… (49)
2.5.3 试验载荷谱的编制与实施处理 …… (49)
2.5.4 试验内容及程序 …… (50)
2.6 疲劳定寿结论 …… (50)
2.6.1 总寿命的确定 …… (51)
2.6.2 首翻期的确定 …… (51)
2.6.3 检修间隔的确定 …… (51)
2.6.4 检修大纲的制定 …… (52)
参考文献 …… (52)

第3章 飞机结构的典型腐蚀（老化）类型与机理

3.1 金属材料结构腐蚀类型与机理 …… (53)
3.2 防护涂层的失效形式及机理分析 …… (57)
3.2.1 引言 …… (57)
3.2.2 防护涂层的失效行为 …… (57)
3.2.3 聚氨酯涂层的失效形式和机理分析 …… (59)
3.2.4 环氧树脂涂层的失效形式和机理分析 …… (59)
3.3 非金属材料结构的环境老化 …… (60)
3.3.1 非金属材料环境老化的定义 …… (60)

3.3.2　非金属材料分类 …… (60)
3.3.3　非金属材料环境老化的表现及原因 …… (61)
3.3.4　故障实例及原因分析 …… (62)
3.3.5　日常维护要点 …… (63)
3.4　军用飞机结构常见的腐蚀形式 …… (64)
3.4.1　飞机结构连接部位的典型腐蚀形式 …… (64)
3.4.2　防护涂层老化失效的典型形式 …… (64)
3.4.3　铝合金结构的典型腐蚀形式 …… (65)
3.4.4　腐蚀疲劳及应力腐蚀 …… (67)
3.4.5　钢结构的典型腐蚀形式 …… (67)
3.4.6　管路、卡箍、支架等结构的典型腐蚀形式 …… (68)
3.4.7　座舱盖有机玻璃、橡胶材料的典型老化形式 …… (68)
参考文献 …… (69)

第 4 章　飞机结构的使用环境谱

4.1　地面停放环境谱的编制 …… (71)
4.1.1　选取环境要素 …… (71)
4.1.2　建立环境数据库 …… (72)
4.1.3　环境要素的简化与处理 …… (72)
4.1.4　编制地面停放环境谱 …… (73)
4.2　典型结构地面局部环境谱的编制 …… (75)
4.2.1　局部环境谱的定义 …… (75)
4.2.2　局部环境谱的编制 …… (75)
4.3　空中飞行环境谱的编制 …… (77)
4.3.1　空中腐蚀环境要素随高度变化规律 …… (77)
4.3.2　飞行中飞机结构的热环境 …… (79)
4.3.3　空中飞行环境谱 …… (80)
4.4　载荷/环境谱 …… (80)
4.4.1　停－飞－停环境谱 …… (81)
4.4.2　载荷/环境谱 …… (81)
参考文献 …… (83)

第 5 章　加速试验环境谱与加速腐蚀试验技术

5.1　引言 …… (84)
5.1.1　加速试验环境谱与加速腐蚀试验的意义与作用 …… (84)
5.1.2　加速试验环境谱的编制原则 …… (84)

5.1.3 加速试验环境谱的类别 …… (85)
5.1.4 加速腐蚀试验技术的要求 …… (85)
5.2 疲劳关键部位的加速试验环境谱 …… (85)
5.2.1 疲劳关键部位的主要腐蚀因素及腐蚀损伤形式 …… (85)
5.2.2 疲劳关键部位加速试验环境谱的基本构成 …… (86)
5.2.3 一种典型的疲劳关键部位加速试验环境谱 …… (86)
5.3 腐蚀失效关键部位涂层加速试验环境谱 …… (87)
5.3.1 影响涂层失效的主要腐蚀因素和涂层失效形式 …… (87)
5.3.2 外露腐蚀失效关键部位的加速试验环境谱 …… (88)
5.3.3 内部腐蚀失效关键部位加速试验环境谱 …… (93)
5.3.4 金属基体加速腐蚀试验环境谱 …… (95)
5.4 加速腐蚀试验技术 …… (96)
5.4.1 引言 …… (96)
5.4.2 加速腐蚀试验设备与装置 …… (96)
5.4.3 加速腐蚀试验实施技术 …… (101)
参考文献 …… (104)

第6章 确定加速腐蚀当量加速关系的几种方法

6.1 加速腐蚀当量加速关系综述 …… (106)
6.1.1 确定加速腐蚀当量加速关系的意义 …… (106)
6.1.2 当量加速关系的定义与表示形式 …… (106)
6.1.3 当量加速关系确定方法 …… (107)
6.2 当量折算法 …… (108)
6.2.1 当量折算法的原理 …… (108)
6.2.2 实施方法 …… (109)
6.2.3 各种典型环境之间的折算系数 …… (110)
6.2.4 应用实例 …… (111)
6.3 腐蚀程度对比法 …… (113)
6.3.1 金属基体腐蚀程度对比法 …… (113)
6.3.2 涂层当量加速关系的确定 …… (114)
6.3.3 疲劳关键件当量加速关系的确定 …… (117)
6.4 疲劳强度（寿命）对比法 …… (118)
6.4.1 疲劳强度对比法 …… (118)
6.4.2 疲劳寿命对比法 …… (120)
参考文献 …… (120)

第 7 章　腐蚀条件下飞机结构疲劳寿命评定技术

7.1　腐蚀条件下飞机结构疲劳寿命评定的通用方法 …… (121)
7.1.1　主要技术途径 …… (121)
7.1.2　腐蚀条件下飞行小时数的等损伤当量折算 …… (121)
7.1.3　腐蚀条件下疲劳寿命的评定与监控 …… (121)
7.1.4　确定腐蚀影响系数 m（T）的途径 …… (122)
7.2　腐蚀条件下战斗机结构疲劳寿命评定的工程方法 …… (123)
7.2.1　战斗机使用情况的特点 …… (124)
7.2.2　空中弱腐蚀环境下的简化方法 …… (124)
7.3　地面停放腐蚀修正系数曲线 …… (125)
7.3.1　地面停放腐蚀修正系数的试验测定 …… (125)
7.3.2　$C-T$ 曲线表达式 …… (126)
7.4　空中环境腐蚀疲劳影响系数的确定 …… (130)
7.4.1　单一介质腐蚀疲劳影响系数 k_i 的测定 …… (130)
7.4.2　空中环境腐蚀疲劳影响系数 K 的确定 …… (130)
7.5　腐蚀－疲劳交替试验及其应用 …… (131)
7.5.1　必要性和意义 …… (131)
7.5.2　腐蚀－疲劳的交替作用及交替试验 …… (131)
7.5.3　歼×系列飞机机翼主梁模拟试件交替试验与分析 …… (132)
7.5.4　歼×系列飞机机翼副梁模拟试件交替试验与分析 …… (133)
7.5.5　$C-T$ 曲线的修正 …… (135)
7.6　腐蚀条件下结构疲劳寿命评定实例 …… (135)
7.6.1　模拟试件 …… (135)
7.6.2　$C-T$ 曲线测定 …… (136)
7.6.3　K 值测定 …… (137)
7.6.4　疲劳寿命评定 …… (138)
参考文献 …… (138)

第 8 章　腐蚀条件下飞机结构疲劳与耐久性分析方法

8.1　引言 …… (139)
8.2　疲劳寿命估算 …… (139)
8.2.1　疲劳寿命估算的基本假设 …… (139)
8.2.2　腐蚀条件下的名义应力法 …… (140)
8.2.3　腐蚀条件下的应力严重系数法 …… (144)
8.2.4　腐蚀条件下的局部应变法 …… (144)

8.2.5 疲劳寿命评定实例 …… (146)
8.3 腐蚀条件下飞机结构耐久性分析方法 …… (148)
8.3.1 腐蚀条件下耐久性分析的概率断裂力学方法 …… (148)
8.3.2 腐蚀条件下耐久性分析的裂纹萌生方法 …… (158)
8.3.3 腐蚀条件下功能失效概率控制方法 …… (160)
8.3.4 耐久性分析实例 …… (166)
参考文献 …… (170)

第 9 章 飞机结构的腐蚀损伤容限技术

9.1 飞机结构腐蚀损伤容限的概念与意义 …… (171)
9.1.1 研究飞机结构腐蚀损伤容限的意义与作用 …… (171)
9.1.2 腐蚀损伤容限的定义 …… (171)
9.1.3 应力腐蚀损伤 …… (172)
9.2 腐蚀损伤容限的确定 …… (173)
9.3 典型结构的腐蚀损伤容限 …… (173)
9.3.1 引言 …… (173)
9.3.2 静强度对应的腐蚀损伤容限 …… (175)
9.3.3 疲劳寿命要求对应的腐蚀损伤容限 …… (176)
9.3.4 稳定性要求对应的腐蚀损伤容限 …… (178)
9.3.5 机翼前梁的腐蚀损伤容限 …… (179)
参考文献 …… (179)

第 10 章 飞机结构日历寿命体系评定

10.1 疲劳关键部位的日历寿命体系评定 …… (180)
10.1.1 主要疲劳关键件及关键危险部位的选取 …… (180)
10.1.2 疲劳寿命腐蚀影响系数及腐蚀条件下寿命计算 …… (180)
10.1.3 首翻、大修与总寿命由使用年限或飞行小时数决定的典型组合情况 …… (180)
10.1.4 各种典型情况的年飞行强度界限值的计算 …… (181)
10.1.5 疲劳关键件（部位）的日历寿命体系结论 …… (181)
10.1.6 疲劳关键件（部位）日历寿命体系评定实例 …… (182)
10.2 腐蚀失效关键部位的日历寿命评定 …… (184)
10.2.1 目的 …… (184)
10.2.2 腐蚀失效关键部位的选取 …… (184)
10.2.3 日历寿命评定的技术途径 …… (185)
10.2.4 腐蚀失效关键部位加速试验环境谱和加速腐蚀试验技术 …… (186)

10.2.5　腐蚀失效关键部位日历寿命评定实例概述 …… (187)
10.3　整机结构日历寿命体系综合评定 …… (191)
10.3.1　引言 …… (191)
10.3.2　关键件和寿命指标 …… (192)
10.3.3　疲劳关键件日历寿命体系评定 …… (192)
10.3.4　腐蚀失效关键件日历寿命评定 …… (194)
10.3.5　整机日历寿命体系评定 …… (195)
10.4　飞机结构日历寿命预计的一种新方法 …… (195)
10.4.1　引言 …… (195)
10.4.2　飞机结构日历寿命预计方法 …… (196)
10.4.3　飞机结构日历寿命的“区域定寿法” …… (202)
参考文献 …… (204)

第 11 章　飞机结构的腐蚀检查维护和修理

11.1　飞机结构检查维护和修理的原则与要求 …… (206)
11.1.1　目的 …… (206)
11.1.2　原则 …… (206)
11.1.3　要求 …… (206)
11.2　外场飞机结构的检查维护与修理 …… (207)
11.2.1　外场使用维护中的一般防腐措施 …… (207)
11.2.2　飞机结构腐蚀的检查 …… (209)
11.2.3　去除飞机结构腐蚀产物 …… (210)
11.2.4　外场飞机结构腐蚀损伤的修理 …… (212)
11.3　大修飞机结构的腐蚀检查与修理 …… (214)
11.3.1　目标与原则 …… (214)
11.3.2　腐蚀修理的一般步骤 …… (214)
11.3.3　大修飞机结构的腐蚀检查方法 …… (215)
11.3.4　全机褪漆和腐蚀检查 …… (217)
11.3.5　腐蚀损伤程度的分级及修理方法的选择 …… (218)
11.3.6　大修时的腐蚀损伤修理 …… (219)
11.3.7　修理的记录与资料积累 …… (225)
11.3.8　大修飞机的腐蚀检查修理大纲的制定 …… (225)
11.4　腐蚀修理与裂纹修理的协调与综合 …… (226)
11.4.1　结构裂纹修理方法 …… (227)
11.4.2　有腐蚀构件的裂纹修理方法 …… (227)
参考文献 …… (228)

第1章 绪 论

1.1 飞机结构的寿命体系

1.1.1 飞机的重要性能指标——使用寿命

飞机是一种大型、复杂的先进装备。对军用飞机而言，要实现它所承担的作战使命，显示强大的作战威力，必须在飞行高度、速度、航程、机动性、敏捷性、电子作战能力、武器装备，以及隐身等诸多方面具有先进的性能指标，同时必须满足长寿命、高可靠性、高经济性的综合指标。先进的作战性能伴随着研制周期加长及昂贵的研制费用和制造成本，要使所研制的军用飞机型号在用户所要求的时间区段内用尽量少的飞机数量完成所承担的作战使命，使用寿命的长短是一个关键问题。满足安全可靠条件下的长寿命是经济性最重要的保证。因此，使用寿命已成为飞机研制中不可缺少的重要性能指标。

现代装备必须贯彻可靠性设计思想，在论证阶段、方案阶段、工程研制阶段、定型阶段和使用全过程全面贯彻可靠性要求。装备可靠性参数指标涉及装备可用性、任务可靠性、维修性和耐久性等主要范畴。在我国国家军用标准（简称国军标）《可靠性维修性术语》中，对耐久性的定义为“产品在规定的使用和维修条件下，其使用寿命的一种度量，它是可靠性的另一种特殊情况”。显然，使用寿命就是耐久性的具体体现。在国军标《装备可靠性维修性参数选择和指标确定要求（军用飞机）》中则明确提出了使用寿命的参数——飞行小时（起落）数和使用年限。

综上所述，使用寿命作为飞机的重要性能指标，已成为飞机研制中必须贯彻的规范要求，并已在各种飞机型号研制中明确提出。

1.1.2 飞机结构的使用寿命

1.1.2.1 飞机结构使用寿命的重要性

飞机结构是飞机装备的载体，是军用飞机实施作战任务、发挥作战能力的基础和基本前提。由于构成飞机结构的各部件及每个部件的各构件之间的组合和连接形式相当复杂，关键构件的检查、修理乃至局部更换要比飞机各个系统的零件及机载设备复杂得多，通常需要在大修时实施。因此，飞机的进厂大修时间主要取决于结构，而各系统和机载设备的检修或更换力争与结构大修相协调。由于飞机各个系统机载设备在飞机总寿命期内可以进行更换，只有飞机机体结构达到了总寿命才意味着飞机总寿命的终止，因此，飞机的总寿命主要由整机结构的总寿命决定。由此可见，飞机结构的使用寿命是决定飞机使用寿命的基础，飞机结构使用寿命的评定对飞机使用寿命评定起着决定性的作用。

1.1.2.2 飞机结构寿命指标

飞机结构的使用寿命包含两个主要指标，一个是以飞行小时数或飞行起落数表示的疲劳寿命；另一个是用使用年限表示的日历寿命。作为研制目标所要求的通常是综合疲劳寿命与日历寿命的总寿命，这两种寿命无论哪一个达到了设计指标，飞机结构的寿命就终止。

现代飞机要求具有长寿命、高可靠性和良好的经济性，为实现这一综合要求，对决定飞机使用寿命的关键构件及关键部位，均应尽可能设计成可以在整个寿命期内进行适当的检查和经济修理。飞机结构的总寿命通常允许经过一定次数的大修予以实现，因此，无论是疲劳寿命还是日历寿命，均由对应的首翻期、修理（大修）间隔和总寿命组成，并包括了相应的修理大纲，即每次修理的构件、部位和修理方法。飞机达到了疲劳寿命或日历寿命的首翻期，就需进行首翻。首翻后无论先达到下一个疲劳寿命修理间隔还是日历寿命修理间隔，均需进行第二次大修，依此类推，直至达到了疲劳总寿命或日历总寿命，飞机结构寿命终结。疲劳寿命或日历寿命的首翻期、修理间隔及对应的修理次数是以实现飞机结构疲劳与日历总寿命研制指标为目的，经过设计后的寿命评定（包括分析与试验）给出的。但是，修理次数的增加会对飞机的出勤率和战备完好率产生重要影响，同时会增加修理费用而影响经济性，因此，允许的修理次数通常必须得到用户认可，用户也可以事先对此提出一定的要求。

1.1.3 飞机结构的日历寿命体系

1.1.3.1 关于日历寿命体系

原则上，飞机结构的疲劳寿命和日历寿命均包括首翻期、修理间隔与总寿命，并以先达为准的原则控制飞机结构的使用寿命。但是，腐蚀环境的作用同时影响着疲劳寿命与日历寿命，并与飞机每年的飞行小时数（年飞行强度）密切相关。因此，日历寿命与疲劳寿命二者存在着一定的相互制约关系。在不同的年飞行强度及使用环境下，有时首翻、大修及总寿命均由使用年限决定，有时又均由疲劳寿命决定；而有些时候会出现比较复杂的情况，例如首翻取决于使用年限，而第二次大修又取决于考虑腐蚀影响后的疲劳寿命，总寿命的终止又可能取决于疲劳寿命；又如首翻与第二次大修取决于使用年限，而总寿命的终止却取决于疲劳寿命；当然还会有其他可能。与此同时，在首翻和大修时对结构的裂纹与腐蚀修理要求不同，也会给后续的寿命情况产生一定的影响。考虑到这种情况，先达为准的原则已很难适应明确判断飞机结构首翻、大修及总寿命的要求。为使用户（部队）便于对飞机的大修与总寿命进行管理，需要建立以日历年限为主体，综合考虑日历寿命和计及腐蚀影响的疲劳寿命的使用寿命（首翻、大修与总寿命）体系，我们称之为日历寿命体系。

1.1.3.2 日历寿命体系的表达形式

①针对用户给定的使用地区及年飞行强度，在一般环境下疲劳定寿结论和用户给出的预定修理次数及对应的日历寿命首翻、大修与总寿命的基础上，给出首翻、大修及寿命终止对应的使用年限或者飞行小时数。当用使用年限表示时，需给出对应的飞行小时数；当

用飞行小时数表示时，则应给出对应的实际使用年限。

②对于一个机种而言，应给出在可能的年飞行强度范围内，首翻、大修与总寿命分别由使用年限或飞行小时数表示的几种典型组合情况下所对应的年飞行强度界限值，即给出各种典型情况对应的年飞行强度范围。当然，如有可能，可以列出各种不同年飞行强度对应的评定结论。

③必须明确各次大修（无论是由使用年限还是由飞行小时数决定）要检查和修理的关键件（部位），以及对应的修理内容和方法。修理内容必须包含裂纹（及塑性区）修理和腐蚀损伤的修理，必要时还要包括大修中期对腐蚀损伤部位局部修理的内容。

1.2 腐蚀条件对飞机结构寿命的影响

决定飞机结构寿命的使用条件，主要包含飞机结构在使用中所承受的载荷—时间历程，以及在地面停放和飞行中的环境—时间历程，简称为载荷条件和腐蚀条件。用载荷谱描述的载荷—时间历程是决定飞机结构疲劳寿命的主要因素，用环境谱描述的环境—时间历程则是决定飞机结构日历寿命的主要因素。环境腐蚀影响飞机结构的疲劳寿命，从而影响结构疲劳关键件所对应的日历寿命；特别是对由于腐蚀可能导致功能失效或无法修复的关键件（腐蚀失效关键件）而言，其日历寿命更是直接取决于腐蚀条件。下面就腐蚀条件对飞机结构寿命的影响做具体的阐述。

1.2.1 腐蚀条件对飞机结构疲劳寿命的影响

腐蚀条件对飞机结构的疲劳寿命有着不可低估的影响。总体来说，包括两个方面：一是飞机在地面停放时，由于机场自然环境等因素，导致各疲劳关键件及关键部位处于一定的局部腐蚀环境之中，随着地面停放年限的增加，腐蚀的作用使这些构件的疲劳品质不断下降，从而降低疲劳寿命；二是空中飞行时，由于空中环境与载荷的共同作用而使疲劳损伤加剧，使疲劳寿命下降。对于军用飞机，特别是战斗机而言，地面停放腐蚀的影响居主导地位。值得注意的是，腐蚀条件对飞机结构疲劳寿命的影响不仅取决于环境的恶劣程度，还与飞机的年飞行强度密切相关。因此，对于一种型号飞机结构而言，其寿命体系中的疲劳寿命是和环境条件及年飞行强度有关的。作为疲劳寿命的设计指标，不仅应该明确其对应的使用环境（地域）限制，而且要明确对该机种的年飞行强度的要求。作为细化和完善的疲劳寿命指标，应当区分几种不同的典型使用地域的环境条件和几种不同的使用情况（年飞行强度），给出不同的首翻期、修理间隔与总寿命。

1.2.2 腐蚀条件对飞机结构日历寿命的影响

首先，腐蚀条件影响飞机结构的疲劳寿命，而疲劳关键件的日历寿命与疲劳寿命及年飞行强度有关，因此，腐蚀条件会使疲劳关键件的日历寿命修理间隔及总寿命相应地

降低。

其次，对于腐蚀失效关键件，其日历寿命的修理间隔必须保证在关键件（部位）所处的环境下结构不会产生造成功能失效的腐蚀，或者由于腐蚀而造成结构无法实施有效的经济修理。因此腐蚀条件是决定这类关键件（部位）日历寿命的决定性因素。对军用飞机而言，地面停放时间要远大于空中飞行时间，后者通常不会超过总使用时间的2%～3%，而空中环境通常要弱于地面环境，因此，这类关键件（部位）的日历寿命主要取决于地面停放腐蚀。

因此，一种型号飞机结构日历寿命指标的确定，应主要根据用户对该机种使用年限的需求，而日历修理次数（含首翻期及各次大修）应与疲劳寿命修理次数协调一致而加以安排。

1.2.3 腐蚀条件对飞机结构寿命体系的影响

由于腐蚀条件同时影响着飞机结构疲劳寿命和日历寿命，因此，疲劳寿命和日历寿命指标存在着一定的制约关系。在飞机寿命期内的使用地域、腐蚀条件和年飞行强度不发生显著变化的情况下，有些情况其寿命体系以疲劳寿命为主，即飞机结构的首翻、大修及总寿命主要由飞行小时数控制；而另一些情况则以日历寿命为主，即飞机结构的首翻、大修及总寿命由使用年限控制。决定上述不同情况的主要因素就是腐蚀条件和年飞行强度。因而，必须弄清腐蚀条件与年飞行强度对飞机结构寿命体系的影响，分别给出疲劳寿命与日历寿命的首翻期、修理间隔与总寿命，以及在给定的腐蚀条件下，在怎样的年飞行强度范围内，寿命体系是以疲劳寿命还是以日历寿命作为主要控制指标，或是二者必须综合判断。这种完善的寿命体系将使用户能更为主动合理地对飞机结构的大修和使用寿命进行有效的控制。

1.3 飞机结构日历寿命体系评定的技术途径

1.3.1 日历寿命体系评定的基础与前提条件

第一，飞机结构日历寿命体系的评定，必须综合考虑受载荷和环境共同作用下结构的疲劳寿命所对应的日历年限，以及由于环境腐蚀造成结构功能失效或无法修复所对应的日历年限。由于疲劳破坏会导致机毁人亡的严重后果，避免疲劳破坏是确保飞机使用安全最重要的目标，因此，由疲劳寿命所制约的日历寿命仍是日历寿命体系中最重要的因素。但是，全尺寸飞机结构在真实的地面停放环境一空中载荷与环境下反复作用的试验（腐蚀一腐蚀疲劳试验）无法实现，必须以一般环境下飞机结构的疲劳定寿结论为基础，考虑腐蚀环境的影响加以修正。因此，一般环境下飞机结构的疲劳定寿工作与结论是飞机结构日历寿命评定的重要基础与前提。

第二，腐蚀源于环境，进行日历寿命体系评定必须提供环境谱，包括地面停放环境谱和空中飞行环境谱。地面停放环境谱不仅需要机场的自然环境谱，更需要结构关键件与关键部位所处的局部环境谱。对于疲劳关键部位而言，地面局部环境谱与空中飞行环境谱均有重要作用；而对于腐蚀失效关键部位而言，则主要考虑地面停放环境谱。环境谱的提供是日历寿命体系评定的一个基本的前提条件。

第三，飞机的年飞行强度是评定地面停放腐蚀对结构疲劳寿命影响的重要因素，也是制约疲劳寿命与日历寿命的相互关系，形成日历寿命体系的重要纽带。因此，作为机群日历寿命体系评定的重要前提条件之一，必须提供该机种飞机的年飞行强度。

第四，飞机结构腐蚀失效关键部位的日历寿命问题，实际上是腐蚀耐久性控制问题，即通过制定合理可行的腐蚀防护体系和维修要求，控制其腐蚀损伤，保证在整个日历寿命期内不发生由于腐蚀所造成的结构功能失效或无法修复。因此，在日历寿命评定时，必须提供用户对该机种飞机使用年限（日历总寿命）的需求，以及日历修理次数与修理间隔的初步要求。这也是飞机结构日历寿命体系评定的一个重要的前提条件。

1.3.2 日历寿命评定的关键件（部位）与模拟试件

1.3.2.1 日历寿命关键件（部位）

由于难以实现全尺寸结构的腐蚀－腐蚀疲劳试验，而飞机结构的日历寿命体系主要取决于若干结构关键件和关键部位。因此，飞机结构的日历寿命体系评定主要通过日历寿命关键件在腐蚀和腐蚀疲劳作用下的模拟试件试验与分析计算，对关键件（部位）日历寿命进行评定，经过综合分析，达到对整机结构进行日历寿命体系评定的目的。显然，关键件和关键部位的合理选取对保证飞机结构日历寿命评定结果的准确、合理与可靠具有十分重要的意义。

1.3.2.2 日历寿命关键件（部位）的分类

原则上，每个日历寿命关键件均同时承受着一定的疲劳载荷和使用环境的作用，但依据主要失效模式，可将日历寿命关键件与关键部位分为两大类：

①疲劳关键件及关键部位。它们通常是决定飞机结构疲劳寿命的关键危险部位或局部环境恶劣而应力水平较高的部位，腐蚀条件下疲劳关键危险部位的疲劳寿命和年飞行强度的结合决定了确保飞机结构使用安全的日历寿命界限值及日历寿命体系的基本构成。

②腐蚀失效关键件及关键部位。这些关键部位受到环境腐蚀的严重影响，它们的腐蚀损伤虽然不会导致结构的破坏，却会影响关键件的使用功能，或者造成不能经济修理而使结构失效。这种关键部位大多数是外露部位（如机翼、尾翼的翼面，机身下部）或腐蚀严重的内部结构。

有两点需要说明：

①有一些关键件疲劳应力水平较高，腐蚀也较严重，疲劳破坏与腐蚀失效两种失效模式并存，难以判断哪种失效模式会先发生，称之为腐蚀/疲劳关键件，对这种关键件（部位）而言，应同时列入疲劳关键件（部位）和腐蚀失效关键件（部位）。

②还有一种应力腐蚀关键件（部位），它们受着较严重的环境腐蚀作用，在地面停放

时又有较高的应力，或有较大的装配应力。同时，材料的抗应力腐蚀性能较差，可能由于应力腐蚀的作用而开裂破坏，通常，在设计中应尽量避免应力腐蚀破坏现象的发生。但是，对于部分现役飞机和定型飞机，由于设计中尚未很好地贯彻防止应力腐蚀开裂的措施，也可能存在着应力腐蚀关键部位，因此，需对此类关键部位进行应力腐蚀开裂是否可能发生的检验，若发现有应力腐蚀断裂的可能性，应通过设计与工艺改进予以清除，或者采取适时检查予以控制。

1.3.2.3 关键部位模拟试件

评估腐蚀环境对各类关键件（部位）的影响，采用关键部位的模拟试件进行对应的试验，模拟试件必须精心设计与加工，要尽可能模拟关键部位的材料、厚度、连接孔与连接件形式、加工与装配、表面处理工艺及防腐涂层等，并能在试验中模拟关键部位的受载形式，使得模拟试件的试验结果能够准确地代表实际结构的关键部位。

1.3.3 加速腐蚀试验技术

①飞机结构的使用年限很长，通常可达30年左右，要将试件置于实际地面环境中进行不同年限的环境腐蚀试验，工程上难以实现，一般采用试验室加速腐蚀的方法。因此，必须针对不同的关键件类别、材料和涂层情况、连接形式及腐蚀失效形式，建立相应的加速试验环境谱，并确定它与地面停放年限的当量加速关系，使得模拟试件在加速环境下，用较短时间达到与地面停放较长年限相同的腐蚀损伤。

②空中真实环境下腐蚀疲劳试验也无法进行，测定空中环境与载荷谱共同作用下的疲劳寿命与一般环境下疲劳寿命的影响系数，需要通过若干种实验室典型环境下的疲劳试验结果，得到单一典型实验室环境的腐蚀疲劳影响系数，采用以单一实验室典型环境在空中环境谱中所占当量百分比为权的加权组合法予以确定。这也是一种加速腐蚀试验技术。

1.3.4 疲劳关键件（部位）日历寿命体系评定的技术途径

（1）腐蚀条件下疲劳关键件的疲劳寿命评定

①以一般环境下疲劳定寿给出的修理间隔 N_i^*（$i=1, \cdots, n$）与总寿命结论 N^* 为基础，引入综合考虑地面停放腐蚀和空中腐蚀疲劳的影响系数 m，将腐蚀条件下的飞行小时数 ΔN 等损伤地折算为一般环境下当量飞行小时数 ΔN^*，以 ΔN^* 的总和达到一般环境下的修理间隔（飞行小时数）或总寿命作为确定腐蚀条件下修理间隔 N_{ci} 和总寿命 N_c 的依据。影响系数 m 是地面停放年限 T 的函数，在战斗机地面停放时间远大于飞行时间和空中环境相对较弱的特点下，地面停放环境和空中环境对寿命的影响可以分离，于是，影响系数 m 可分离为地面停放腐蚀修正系数 C 和空中腐蚀疲劳影响系数 K，前者是地面停放年限 T 的函数。通过 $C-T$ 曲线及 K 值的试验测定，采用对应的腐蚀条件下疲劳寿命评定方法和软件，即可实现腐蚀条件下疲劳关键件的疲劳寿命评定。

②同时可采用腐蚀条件下疲劳分析方法与程序对腐蚀条件下疲劳寿命进行估算，它与只适用于一般环境下疲劳寿命分析相应方法所得疲劳寿命估算结果的对比，可以给出用以

修正一般环境下疲劳定寿结论的腐蚀影响系数，实现腐蚀条件下的疲劳寿命评定。腐蚀条件下的疲劳分析方法中必须引入地面停放腐蚀与空中腐蚀疲劳的影响，同样给出了二者可以分离的假设。

③按照经济寿命准则，建立腐蚀条件下的耐久性分析方法对关键件进行经济寿命预测，将其与只适用于一般环境的耐久性分析相应方法所预测的经济寿命加以对比，给出修正经济寿命的腐蚀影响系数，实现腐蚀条件下的经济寿命评定。腐蚀条件下的耐久性分析方法也必须引入地面停放腐蚀与空中腐蚀疲劳的影响。

(2) 疲劳关键件的日历寿命体系评定

①腐蚀条件下疲劳寿命（修理间隔与总寿命）除以年飞行强度即为疲劳关键件日历寿命（修理间隔与总寿命）的基本评估结果。

②上述基本评估结果可能与预定的日历修理年限并不协调，而上述腐蚀条件下疲劳寿命的评定与日历寿命的评估过程，均与日历修理年限有着密切的关系，因此，有必要将上述疲劳关键件日历寿命基本评估结果与预定日历修理年限进行协调，调整疲劳关键件的修理年限，甚至包括修理次数，重新进行腐蚀条件下疲劳寿命与对应的日历寿命的评估，得到与预定日历修理年限相协调的疲劳关键件日历寿命体系。

③为适应更改年飞行强度对疲劳关键件日历寿命体系影响的分析，可以依据预定日历修理次数与年限间隔，求得对应的年飞行强度界限值。

1.3.5 腐蚀失效关键部位日历寿命评定的技术途径

①腐蚀失效关键部位日历寿命评定的目的，是判断现有的涂层防护体系能否以及怎样保证在使用年限中该部位不发生功能失效或无法修复。对于大修时不清除涂层重新喷漆的部位，要求在规定的日历总寿命（设计使用年限）中均不发生腐蚀失效；对于大修时全面褪漆并重新喷漆的部位，则要求涂层防护体系能在预定的日历修理间隔中保证不出现腐蚀失效；个别不能满足日历修理间隔中不发生腐蚀失效的部位，也至少要能实现通过日历修理间隔中不多于一次的外场局部修理来避免结构腐蚀失效的发生。如果上述要求不能得到满足，则现有的涂层防护体系下腐蚀失效关键部位不能达到预定的日历寿命要求。

②进行腐蚀失效关键部位日历寿命评定的主要技术途径，是腐蚀失效关键部位在加速试验环境谱下的腐蚀试验和试验过程中对涂层损伤的认真检测。模拟试件的涂层防护体系必须与实际结构部位完全一致，包括出厂时和大修后的涂层体系。涂层损伤的描述和定量检测则是评定中的一项关键技术。

③明确各腐蚀失效关键部位的失效判据。对于连接件部位，由于修理时连接件不允许拆卸，因此，涂层失效判据应保证腐蚀介质不使连接孔基体产生明显的腐蚀；而对无孔的腐蚀失效关键部位，则允许涂层局部剥落、基体轻微腐蚀，以基体蚀坑可以通过打磨予以消除作为失效判据。

1.3.6 飞机结构日历寿命体系的综合评定

各关键件的寿命评定结果可能有所不同，而作为飞机结构的日历寿命体系（修理间隔

与总寿命），必须综合协调各个疲劳关键部位的日历寿命体系评定结果和腐蚀失效关键部位的日历寿命评定结果加以确定。不仅要分别给出腐蚀条件下的疲劳寿命和日历寿命，而且要给出指定年飞行强度下各次大修及总寿命是由使用年限还是飞行小时数确定。

1.3.7 飞机结构的腐蚀检修要求

飞机结构的日历寿命体系评定结论必须有对应的检修大纲，要在疲劳裂纹检查与修理要求的基础上增加腐蚀检修要求。对于疲劳关键部位而言，腐蚀检修要求与裂纹检修综合考虑，例如孔的修理问题，通常采取扩孔方法清除裂纹，而孔边、孔壁的蚀点或蚀坑也可以在扩孔时消除，因此，孔径的增加量就要综合考虑加以确定。而腐蚀失效关键部位的腐蚀检修要求则应在日历寿命评定试验前予以初步选取，经过试验加以检验或修订。

飞机在外场的腐蚀防护、检查与修理对实现飞机结构的日历寿命体系要求有着重要意义，也要建立对应的方法和要求。

参 考 文 献

[1－1] 国防科学技术工业委员会．可靠性维修性术语．GJB451

[1－2] 国防科学技术工业委员会．装备可靠性维修性参数选择和指标确定要求（军用飞机） 军用飞机．GJB1989.5—94，1994

[1－3] 刘文珽，李玉海，贾国荣．腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定与监控方法研究．北京航空航天大学学报，1996，22（3）：259～263

第 2 章　一般环境下飞机结构疲劳定寿方法概述

2.1　疲劳定寿的技术途径

2.1.1　结构疲劳寿命评定准则

疲劳寿命评定就是在飞机结构设计过程中和设计定型后，评定飞机结构的疲劳寿命是否能达到和怎样才能达到设计疲劳寿命指标的要求。目前用于指导军用飞机疲劳设计要求和评定准则的规范主要有 GJB67.6—85《军用飞机强度和刚度规范　可靠性要求和疲劳载荷》；GJB775.1—89《军用飞机结构完整性大纲　飞机要求》。按照这两个规范的要求，在工程中应用的评定结构疲劳寿命的准则主要有安全寿命准则和经济寿命准则。

(1) 安全寿命准则

安全寿命准则所评定的是结构在给定可靠度（存活率）和置信度下的安全寿命。安全寿命指的是裂纹萌生寿命。由于检测裂纹手段的限制，裂纹萌生寿命实际上是指结构从开始使用到形成工程可检裂纹的使用时间。安全寿命评定的方法是通过疲劳分析和疲劳试验，确定飞机结构的疲劳危险部位和疲劳寿命，再通过考虑适当的疲劳分散系数，给出飞机的安全寿命。

(2) 经济寿命准则

经济寿命准则所评定的是结构的经济寿命。按照经济寿命准则，结构在设计疲劳寿命期间内允许结构由于疲劳、腐蚀、磨损等因素的作用而产生裂纹，并可以在对其实施经济修理后继续使用，这种经济修理可以多次进行，当结构出现的损伤不修理要影响其使用功能，而修理又是不经济的，此时结构达到了经济寿命，其特征是损伤部位数量或修理费用迅速增加。经济寿命对应着允许损伤度，通常用裂纹超越数（裂纹尺寸达到经济修理极限的细节数）和可靠度给出。经济寿命评定采用耐久性分析方法和全尺寸结构耐久性试验。

耐久性设计是适应现代先进飞机设计要求而发展的一项综合性飞机设计新技术，是对安全寿命设计的发展和改进，提高了设计的精确性和可靠性，因此，在飞机结构疲劳寿命评定中，应尽可能采用耐久性分析，即用经济寿命准则评定结构疲劳寿命。

从保证飞机结构的安全性出发，上述两个规范还对飞机结构提出了损伤容限评定要求。实践证明，无论从材料、工艺和维修等诸方面采取何种措施，要完全避免各种损伤是不可能的。结构中存在的损伤在使用中都可能扩展，都可能导致结构发生灾难性破坏。因此，对结构进行损伤容限评定，确定结构检查维修计划，是提高和确保飞机安全水平的有效途径。

2.1.2 关键件与关键危险部位的确定

疲劳/耐久性关键件是指那些损坏后将影响飞行安全、使飞机失去执行任务能力，以及将引起严重经济后果（如昂贵的修理或更换费用）的结构件。损伤容限关键件（断裂关键件）影响飞行安全的结构，该类结构的破坏会直接导致飞机失事或导致飞机结构的功能丧失。一般损伤容限关键件也是疲劳/耐久性关键件，在工程上，有时把它们统称为疲劳关键件。

确定关键件与关键危险部位的主要原则是：应力水平高低与受力情况、应力集中严重程度、影响飞行安全的程度、材料的疲劳断裂性能及抗腐蚀开裂能力、谱载下裂纹扩展速率的高低、修理和更换的费用、损伤后对飞机结构功能影响的程度，以及全尺寸结构疲劳试验结果等。

确定关键件的方法是：根据上述原则进行全机结构疲劳品质普查；对普查结果进行全面、综合分析，筛选出初步的关键部位；对这些关键部位进行初步的疲劳/耐久性、损伤容限分析，并根据需要，进行适当的试验验证；根据分析与试验结果，列出全机疲劳、损伤容限、耐久性关键件清单，并随着飞机结构设计的进展和全尺寸结构疲劳试验情况适时更新。

2.1.3 疲劳载荷谱的编制

飞机结构抗疲劳断裂设计和疲劳寿命评定的首要工作，就是编制恰当的疲劳载荷谱（简称载荷谱）。飞机结构疲劳或损伤扩展速率、材质退化和结构功能降低，与结构所经历的载荷和环境紧密相关。飞机的载荷谱就是描述飞机结构在服役使用的整个寿命期内所经历的载荷－时间历程。

飞机结构承受的主要重复载荷包括：机动载荷、突风载荷、座舱和整体油箱的内部增压、起飞和着陆时的地面载荷，以及其他载荷（如操纵载荷、武器发射、发动机推力、颤振和声载等）。

飞机的载荷－时间历程可分为两大类：单机载荷－时间历程和机群载荷－时间历程。单机载荷－时间历程是描述某架飞机在整个寿命期内所经历的载荷的真实时间历程，主要用于单机监控。机群载荷谱是一种机型的所有飞机可能经历的载荷－时间历程的统计代表，用于确定该型飞机的疲劳寿命。通常所说的疲劳载荷谱为机群载荷谱。

飞机在使用过程中所经历的载荷－时间历程具有很大的随机性，载荷变化复杂，特别是现代先进战斗机，一般具有多功能、多用途、高机动性，并采用先进的飞行控制系统，使飞机结构的载荷－时间历程更趋复杂化，也使载荷谱的编制工作量巨大。目前，我国在飞机设计和寿命评定中采用的编谱方法主要有比较法、飞行实测法和飞行模拟仿真法等，应根据飞机型号设计或寿命评定的具体情况选择编谱方法。

载荷谱的谱型主要有程序块谱和飞－续－飞谱。对于现代飞机，一般采用飞－续－飞随机载荷谱，对一些特殊部件（如垂尾、方向舵、襟翼、副翼等）也可采用块随机谱。

2.1.4　关键件细节应力分析

关键件细节应力分析是编制该关键件应力谱的基础，是开展结构疲劳、耐久性和裂纹扩展分析的必要条件，也是寻找和确定关键危险部位、选择材料、指导结构细节抗疲劳断裂设计的重要手段，因此，细节应力分析在结构设计与分析中占有重要地位，分析的准确性直接影响结构寿命评定结果。

细节应力分析采用有限元法，随着计算机技术的飞速发展，目前工程上已实现采用大规模有限元分析，并且实现了有限元分析中的前置和后置处理计算机自动化，从计算模型的建立直至计算结果的图示、曲线、数据筛选等均已有配套软件包，大大减轻了结构分析工程师的工作量。

但是，为获得正确可靠的结构分析结果，单有功能完好的计算机软件是不够的。经验表明，在采用有限元素法进行结构分析时，应十分注重模型化技术、元素类型选择、元素连接及边界条件模拟等项工作，这就要求把工程概念和有限元技术很好地结合起来，不应幻想有了好的结构分析软件自然就能算出好的计算结果。

因此，在 2.3 节中将重点介绍结构细节应力分析的前期和后期工作中必须注意的事项。

2.1.5　新机设计过程中和现役飞机的疲劳寿命分析评定

疲劳寿命分析评定总的思路是：对飞机结构的每一个疲劳/耐久性关键件的关键危险部位，通过整体应力分析和细节应力分析，获得与疲劳载荷谱对应的关键部位应力谱，采用疲劳分析方法或耐久性分析方法进行结构寿命估算或疲劳强度评估，以评定结构能否达到设计疲劳寿命指标的要求。

对于新设计的飞机，这种评定从初步设计阶段就应开始，直到结构定型发图。在结构选材、结构形式、加工工艺、细节设计等各方面指导结构设计工作的逐步进行和完善，以确保所设计的飞机结构达到用户提出的疲劳寿命与可靠性要求。设计过程中疲劳寿命评定所采用的载荷谱通常是设计使用载荷谱，它在设计过程中也应不断完善。

现役飞机在结构上已基本定型并投入使用，根据其实际生产和使用情况进行结构服役疲劳寿命评定，分析评估其是否达到设计目标，并制定和完善结构经济修理大纲。根据评定结果，必要时应进行局部改进设计、更换合适的结构材料或加工工艺、采取必要的防腐蚀措施等，以提高飞机的疲劳寿命，增加可靠性和维修的经济性。现役飞机的服役疲劳寿命评定应采用实测载荷谱。

2.1.6　全尺寸结构疲劳/耐久性、损伤容限试验

结构的疲劳强度问题非常复杂，影响因素很多，并且尚有很多有待进一步研究的问题，而各种分析方法不可能把影响结构疲劳强度的因素都考虑进去。因此，飞机的全尺寸

结构疲劳/耐久性、损伤容限试验是飞机设计研制过程中考核和验证飞机结构的疲劳寿命、经济修理能力和检查修理周期的重要环节。

全尺寸结构疲劳/耐久性、损伤容限试验的目的主要有三个：第一，验证和暴露结构疲劳薄弱部位，检验关键件的选取；第二，验证分析结论的准确性；第三，为改进结构细节设计和工艺，确定飞机结构疲劳寿命及制定合理的使用、维护和修理方案提供可靠的依据。

设计定型的飞机结构能否达到设计疲劳寿命要求，对应的修理大纲是否合适，必须由全尺寸结构疲劳/耐久性、损伤容限试验加以验证和评定。

由于全尺寸结构疲劳试验固有的分散性，其试验寿命必须除以对应的分散系数。通过对全尺寸结构试验结果的分析和解释，最终评定飞机结构的疲劳寿命体系，包括首翻期、修理间隔、总寿命及对应的结构修理大纲。

2.2 疲劳载荷谱的实测与编制

载荷谱是机体结构疲劳定寿工作中进行疲劳、耐久性、损伤容限分析和试验的前提条件，编制的载荷谱能否代表飞机的真实受载情况，将直接影响疲劳、耐久性、损伤容限分析和试验的结果，最终将影响给定飞机疲劳寿命的可靠度。

目前，编制载荷谱的方法主要有三种：比较法、飞行模拟法和飞行实测法。

①比较法。该方法是根据飞机的战术技术特点和预定的使用情况，确定飞行任务剖面及其使用率，按照 GJB67.6—85《军用飞机强度和刚度规范 可靠性要求和疲劳载荷》的要求和给定的数据编谱。

②飞行模拟法。主要用于新机设计载荷谱编制，该方法利用包括由驾驶员操纵的模拟器、风洞试验、六自由度非线性飞行仿真计算、全机载荷分布计算以及结构应力分析等计算手段、试验设施和试验数据，结合统计分析方法，以及部分利用现有先进战斗机载荷谱的飞行实测统计结果，通过典型任务分析和典型机动模拟与统计分析，组成代表飞机整个寿命期使用情况的基本机动谱，再完成基本机动模拟计算和全机载荷分布计算，得到适合于新机设计使用用途的载荷谱。

③飞行实测法。该方法是根据飞机的飞行训练大纲，并结合分析飞行日志、访问飞行员等确定飞行任务剖面及其使用率，利用飞行实测数据（机群飞参记录数据或专门安排的测量数据）编制载荷谱。在确定飞机的疲劳寿命时，尤其是现役飞机的定寿、延寿阶段，应采用通过飞行实测数据编制的载荷谱。

2.2.1 飞行任务剖面的确定

用于飞行实测的飞行任务剖面可以按下列方法确定。

(1) 按统计组合确定

这种组合方法是统计飞机在部队的实际使用情况，然后组合成若干有代表性的典型飞

行任务剖面；根据统计得到的资料确定每个典型飞行任务剖面的飞行参数。

（2）按飞行训练大纲确定

《飞行训练大纲》是飞机使用方的权威性资料，也是反映飞机在和平时期实际使用情况最真实的资料。大纲中的各个飞行科目，就是实际的飞行任务剖面，然而，每个机种的飞行科目多达数十个，要对所有的科目都进行飞行测量是不现实的。从《飞行训练大纲》中确定典型飞行科目的方法是通过和飞行员的座谈或在对所有飞行科目的仔细分析基础上，把所有飞行科目按一定的原则划分成若干个飞行科目小组，然后在每个飞行科目小组内选取一个或两个代表飞行科目，组成飞行实测的典型飞行科目（任务剖面）。同一小组内其他飞行科目的飞行次数、飞行总时间全部归并到本组的代表飞行科目内。完成这一工作后，其他飞行科目即自动取消。

这种典型飞行科目数，一般取 10 个左右。划分科目小组时，应遵循下列原则：

①同一飞行科目小组内的各个飞行科目的外形布局、起飞重量应基本相同或接近。

②同一飞行科目小组内的各个飞行科目，每次飞行的时间 t、飞行速度 v、飞行高度 H 应基本相同或接近。

③同一飞行科目小组内的各个飞行科目的飞行动作和动作的完成次数应基本一致。

上述原则的目的是为了保证同一飞行科目小组内的各个飞行科目的每次飞行中所产生的各个飞行参数数据没有显著差异，从而保证实测参数数据和编制的载荷谱是真实反映飞机实际使用情况的。

2.2.2　实测飞行参数的选择

实测飞行参数的选择是根据作用于飞机结构上的载荷种类而定的。对于机动飞行载荷谱来说，为了确定飞机的各种载荷状态，一般应选择下列性能参数和结构响应参数：

a. 飞机重心处和后机身处的三向过载 n_x、n_y、n_z。

b. 飞行时间 t。

c. 飞行高度 H。

d. 飞行速度 v。

e. 飞行迎角 α。

f. 飞行姿态角 β、γ、θ。

g. 飞机三向角速度 ω_x、ω_y、ω_z。

h. 飞机三向角加速度 $\dot{\omega}_x$、$\dot{\omega}_y$、$\dot{\omega}_z$。

i. 副翼、平尾（或升降舵）、方向舵的偏角 δ_{fy}、δ_{pw}、δ_{cw}。

j. 飞机油耗 ΔG。

k. 阻滞温度 T。

l. 测量剖面的应变 ε。

2.2.3　载荷方程的建立

为了得到飞机各部件的飞行实测载荷，目前的一般做法是在飞机各部件的适当部位粘

贴一定数量的应变片，然后通过地面标定试验建立各应变片的应变值与载荷之间的关系（载荷方程），从而通过飞行实测的应变值，由载荷方程计算出载荷。

2.2.4　飞行实测基地和飞行员的选择

由于各个飞行基地的飞行空域和靶场的距离不尽相同，而有些飞行科目内动作的完成次数是有一个范围的，如果只选择一个实测基地，就有可能没有反映出这些飞行动作的实际飞行情况，造成在各级过载频数上的差异。因此，飞行实测基地一般应选择两个以上。

由于新老飞行员完成动作熟练程度不同，也可能造成各级过载值及频数上的差异，因此，飞行实测时应考虑新老飞行员的适当比例。

每个典型飞行科目只进行一次飞行实测是不合适的，它不能反映该科目的真实飞行情况，降低了实测数据的准确性和可靠性。根据以往的经验，每个典型飞行科目的重复实测次数应保持 5 次以上。如受到周期和经费的限制，对飞行过载值不太大，且每次飞行的载荷重复性较好的科目（如仪表、航线、气象等科目），重复实测次数可以降低到 3 次以上。

2.2.5　测量参数数据的预处理

预处理指的是对飞机重心处法向过载 n_z 曲线的预处理。在对 n_z 进行正式计数之前，就对数据进行一次预处理，即滤波处理，以忽略中间的小波动过载峰谷值，保留对编制机动飞行载荷谱有效的峰谷值。

滤波的门槛值对不同设计应力水平的飞机来说是不完全相同的。根据过去的实践，凡属下列情况的小波动过载值一般是可以滤去的：

①水平飞行状态附近，略去 $0.5g<n_z\leqslant 1.5g$ 的小波动过载值。

②机动飞行中，略去 $\Delta N_z\leqslant 0.5g$ 的小波动过载循环峰谷值。

2.2.6　测量参数数据的判读

测量参数数据的判读，应按典型飞行科目的每一次飞行测量单独进行。

判读时，所有测量参数数据都应以重心处的法向过载 n_z（或各部件的载荷）曲线为基准进行。首先按飞行时间 t 历程依次确定 n_z（或各部件载荷）的有效峰谷值，然后依次判读出 n_z（或各部件载荷）峰谷值所对应的其他飞行测量参数的数据值，以组成完整的瞬态测量参数数据组。

2.2.7　飞机重心处实测机动载荷谱的编制

按典型飞行科目实测数据编制的机动载荷谱，一般是按《飞行训练大纲》规定的一个训练飞行周期的总时间进行编制的。

机动飞行载荷谱 P 可按式（2-1）用两个矩阵相乘得到：

$$P_{1\cdot k} = Q_{1\cdot n} \cdot B_{n\cdot k} \tag{2-1}$$

式中，$Q_{1\cdot n}$是含有 n 个典型飞行科目的权阵。权阵中的数据是各典型飞行科目在一个训练飞行周期内的飞行次数，可按 2.2.1 确定。$B_{n\cdot k}$是典型飞行科目一次飞行的过载频数矩阵。k 是按雨流计数法计数得到的过载全循环的级数，级数多少是根据 n_z的实测数据范围按选择的均值幅值事先确定的。

2.2.8　飞行实测导出的飞一续一飞载荷谱

飞一续一飞载荷谱可分为任务段飞一续一飞载荷谱和任务剖面飞一续一飞载荷谱两类。由飞行实测导出的飞一续一飞载荷谱，可以按典型飞行科目编制任务剖面飞一续一飞载荷谱，也可以按典型飞行科目中的飞行动作编制任务段飞一续一飞载荷谱。不管是按哪一种形式导出实测的飞一续一飞载荷谱，都必须进行以下几项工作。

2.2.8.1　典型飞行科目或任务段的实测谱

根据 2.2.4 的要求，每个典型飞行科目一般要求重复飞行实测 5 次以上。由于飞行员飞行技术的差别，各测量基地地理和气象条件的不同，各次飞行实测之间的各级过载频数肯定也会有一些差别的。如何确定各典型飞行科目或任务段的谱，一般可采用以下几种方法：

①将一个典型飞行科目或任务段的每次飞行实测数据综合为一个随机子样，在编制飞一续一飞载荷谱中，当排列到该典型飞行科目或任务段时，随机地抽取其中某一次飞行实测数据。实施过程中也可以在第二次该典型飞行科目或任务段出现时，从去掉第一次已抽取飞行实测数据外的其他次飞行中抽取，依次类推，直至全部飞行实测数据均取完后，再重复相同的抽取过程，以使全部飞行实测数据均可以有效地利用。这种方法虽然相对复杂，但能充分反映飞行实测信息和各载荷级的真实顺序。

②按几次重复实测数据的平均频数作为该典型飞行科目或任务段的一次飞行实测过载频数。这种方法反映了飞机的平均使用情况，也较大地简化了飞一续一飞载荷谱。按此方法构成典型飞行科目谱时，其各级载荷的顺序可按下列方法确定：

a. 在分析典型飞行科目的飞行动作和顺序的基础上，按可能出现的实际情况确定排列顺序；

b. 随机排列；

c. 根据载荷大小按低－高－低顺序排列。

③ 在典型飞行科目的若干次飞行实测起落中，选出中值或平均损伤的起落来代表该典型飞行科目，这种方法保持了实际飞行科目各动作间的真实先后顺序和各动作的真实载荷状态（载荷大小和作用位置），可以真实地反映出载荷作用顺序和真实载荷状态对寿命的影响。

2.2.8.2　飞一续一飞实测载荷谱的基本周期（谱块）

根据实测载荷谱一个基本谱块包含的各典型飞行科目起落数，将各典型飞行科目谱按一定顺序连接，构成飞一续一飞实测载荷谱的一个谱块。各典型飞行科目谱的排列方法一般有两种：一种是按《飞行训练大纲》中的实际飞行训练、次序进行排列；另外一种是随

机排列。

2.2.8.3　实测载荷谱的高载截取与低载截除

(1) 高载截取

由于实测起落有限，飞行中可能出现的高载有可能未被测出，因此要在飞－续－飞实测载荷谱的基本周期基础上，适当地外推一定的高载。高载以实测载荷的累积频数曲线为基础，所截取的最高级载荷一般选取为 1000 飞行小时的超越数为 1～10 次的载荷。如果该高载与实测的最大载荷相差较大，也可以截取 2 级高载。将所截取的高载适当地排列在实测谱的基本周期中，就可以构成完整的飞－续－飞实测载荷谱。

(2) 低载截除

为了提高疲劳试验效率，节省大量经费与试验周期，有必要在经滤波处理后的实测载荷数据中截除对结构疲劳破坏影响很小的低载。低载截除的原则应该是：对裂纹形成寿命试验而言，所截除的低载对应的疲劳关键部位应力低于该部位结构细节的安全疲劳极限(通常取 0.6 倍的疲劳极限)；而对裂纹扩展寿命试验而言，截除的低载对应的关键部位应力强度因子低于疲劳裂纹扩展门槛值。

2.3　关键部位的细节应力分析

目前大型结构有限元建模和分析软件很多，如工程上常用的 MSC 公司的 NASTRAN，以及其前后置处理软件 MSC. PATRAN、自动建模软件 MSC. GS-Mesher、大型结构设计软件 CATIA 等，为结构细节应力分析提供了非常方便快捷的平台。下面以该系列软件为平台，介绍细节应力分析的一般步骤和主要注意事项，有关有限元的理论可查阅相关文献。

2.3.1　技术准备

2.3.1.1　获取/建立总体有限元模型

疲劳关键件关键危险部位的细节应力分析一般是建立在结构总体有限元应力分析基础上的。结构总体有限元应力分析可以为细节计算模型提供载荷和位移边界条件。结构细节从结构中分离出来后，其分离面处元素内力可简化为等价节点力作用在细节模型相应的节点上。为此，总体有限元模型在元素划分时，要尽可能考虑到能准确而又方便地为细节模型提供节点载荷。

对于一个由许多个几何实体构成的复杂结构，可以将整体结构划分为粗网格（线元、面元），建立其总体有限元模型；再对其中的部件结构（一个或若干个几何）划分为细网格（体元为主），建立部件有限元模型。

总体有限元模型可以用来计算其中的部件结构的支反力，以获得该部件结构的边界载荷数据。也可作为部件细节有限元模型的支持结构，以进行部件结构的有限元分析。将部件结构的细节有限元模型放在总体模型中予以计算，以充分考虑该部件与周围结构（框、

梁、蒙皮等）的实际连接情况，计算结果较为真实可信。

2.3.1.2　关键件结构原始数据

通过消化吸收图纸、技术文件等资料，精心准备结构材料、载荷、约束等原始数据。

①材料数据。包括拉伸强度极限 σ_b、剪切强度极限 τ_b、弹性模量 E、剪切模量 G、泊松比 μ 等。对于许多材料，可事先建立材料库。

②载荷数据。包括集中载荷、均布载荷、非均布载荷（加在节点 node、单元 element 上或几何上）。载荷数据可通过对总体模型进行 NASTRAN 分析获得支反力。

③约束数据。包括边界铰支、固支、（节点/元素）位移约束、单点约束（SPC）和多点约束（MPC）。

2.3.2　建立关键件结构几何模型

2.3.2.1　直接获取结构几何模型

用 PATRAN 直接读入 CAD 软件（如 CATIA、UG 等）形成的模型文件（如 *.model、*.bdf、*.db、*.igs、*.prt、*.stp 等），获得部件结构几何模型。

CATIA 是设计全三维结构几何模型的专业平台，且与 PATRAN 有良好的接口，所以 CATIA 是创建 PATRAN 用结构几何模型的理想工具。也可以用其他与 PATRAN 有接口的 CAD 软件创建结构几何模型。

2.3.2.2　创建/处理结构几何模型

创建结构几何模型一般有以下两种方法。

（1）直接用 PATRAN 创建结构几何模型

对于简单的几何实体，可以用 PATRAN 创建几何模型。但现有版本的 PATRAN 有局限性，其几何建模目的与 CAD 软件不同，只是为了便于后面的有限元网格划分、材料和单元特性定义和边界条件的施加。对于复杂的几何实体，建议使用 CATIA 等与 PATRAN 有接口的 CAD 软件来创建几何模型。

（2）用 PATRAN 读入 CAD 模型

用 PATRAN 读入 CAD 模型后，如果该模型不能满足或不便于有限元网格划分、材料和单元特性定义和边界条件的施加（如倒圆角过小、面间有缝隙、几何重叠、加载点在几何外等），就必须对其进行必要的修补和简化，将不必要的细节设计隐去。如去除过小的倒圆角，修补面以消除缝隙，修补重叠的几何，增加加载点等。

2.3.3　建立结构细网格有限元模型

在 PATRAN 中完成划分细网格、创建材料、指定单元特性、施加载荷、约束条件等。

（1）划分细网格模型

对几何结构的细网格有限元模型，其网格一般划分为体元，如四面体元 Tet（4 节点、10 节点）、五面体元 Wedge、六面体元 Hex 等。它们可以承受、传递三向拉伸或压缩载荷、弯曲载荷及剪切载荷。

结构连接用的紧固件可以划分为梁元 CBAR（线性），它承受/传递拉伸或压缩载荷、两个互相垂直平面内的扭转、弯曲及剪切载荷，也可以划分为体元。

划分细网格通常使用的方法有：全自动划分法和手工划分法。

①全自动划分法

使用 PATRAN 自带的三种自动网格划分器：Iso-mesh、Paver-mesh 和 Tet-mesh。

a. Iso-mesh：经纬线式划分网格。可以划分线、面和体。用户对网格具有很高的控制程序，通过指定参数方向上的划分数选择划分模式，可以精确控制每个节点的位置。但是 Iso-mesh 只适用于简单几何体，对于复杂几何体，必须设法把 B-rep 体或 Trimmed 曲面转化成简单几何体。

b. Paver-mesh：铺地砖式划分网格。可以划分任意曲面，自动生成高质量的四边形或三角形网格。但用户对网格的控制程度不如 Iso-mesh，一般只能用 mesh seed（边）、globel length 等来控制网格。

c. Tet-mesh：不规则方式划分网格（不同于前两种）。可以自动划分任意实体，自动生成四面体网格（4 节点或 10 节点），可以用 mesh seed、曲率半径等来控制网格的稀疏程度。

在使用自动网格划分器前，可以用 mesh seed、surface control（曲面）等方法来控制其（边、曲面等）网格疏密程度。

如果 PATRAN 自带的自动网格划分器不能完成网格划分，出现退出程序等现象，则可以使用 MSC. GS-Mesher，可解决 MSC. PATRAN 自动建模的不足，快速建立包括线元、面元、体元在内的有限元模型。

②手工划分网格

手工划分网格，可以根据需要获得粗细有致的网格，网格规则、精细，对几何要求不高，且不会出现“零单元”，由此进行的有限元分析结果最理想。但操作起来较复杂，工作量大，耗时较长。

可以通过 create 命令和 mesh seed、surface control 等命令建立节点、线元、面元和体元，形成基网格。也可以用 Iso-mesh 等自动划分器对曲面进行网格划分，形成基网格。然后再用拉伸（sweep）、回转（transform）等方法生成网格。

用 sweep 命令可以通过对一个基网格进行拉伸（extrude）、滑动（glide）、转动（arc）等操作，产生高阶网格；用 transform 可以对已有的网格作移动、转动、镜面反射(mirror)等操作来产生新网格。

(2) 检查模型

①消除重复单元。

②消除重复节点。

当对两个协调的几何划分网格时，PATRAN 会在公共边界上产生重复节点，而不自动消除（默认）。所以应对划分好的有限元模型进行重复节点检查和处理。

如果发现某一点有几个重复节点时，应消除它，否则会因重复节点而出现元素与节点不协调、加载与节点不协调，进而导致计算无法进行等问题。

(3) 创建材料

对结构所需全部材料建立材料数据资料。

(4) 指定单元物理特性

PATRAN 把单元的物理特性与单元的拓扑关系独立开来，以使有限元网格划分工具更通用。单元的物理特性在 Properties 中定义。参与有限元分析的每一个单元均要有物理特性定义。

(5) 施加载荷与约束条件

载荷类型包括集中载荷、均布载荷和非均布载荷；约束条件包括边界铰支、固支、(节点/元素) 位移约束、单点约束和多点约束。

2.3.4　结构细节应力分析

(1) 独立的细节模型

对要分析的关键件结构细网格有限元模型通过 Analysis/Analyze/Current Model 输出 NASTRAN 文件 (. bdf)，使用从总体有限元模型分析结果中取出的支反力、边界位移，作为其施加载荷、边界约束条件，然后对细网格有限元模型进行单独的 NASTRAN 分析。

(2) 含在总体有限元模型中的关键件细节应力分析

在总体有限元模型中含有关键件细网格有限元模型，通过 Analysis/Analyze/Entire Model 输出 NASTRAN 文件 (. bdf)，运行 NASTRAN 进行分析。

对于关键件细网格有限元模型与总体有限元模型的连接，一般采用 MPC 连接。一般将细网格有限元模型上的 1 个节点与总体有限元模型上最近的 3～4 个节点用 MPC 卡连接，传递载荷 (剪力、弯矩/扭矩等)。

其施加载荷、边界约束条件均在总体有限元模型中考虑，因此关键件边界处的分析结果更真实。

2.3.5　细节应力分析结果的评估

进行细节应力分析时，往往有限元规模都很大，所需原始数据量也非常多，出现差错是难免的，因此必须对分析结果进行多方面的仔细分析评估，PATRAN 提供了实时动画、等值线、$X-Y$ 曲线图、云纹图等手段，可以很直观地评估有限元分析结果是否合理、正确。但更重要的是，要不断积累工程经验，以判断分析结果是否符合规律，其量级是否合理。最后，分析结果还应通过全尺寸结构试验加以验证。

2.4　疲劳、损伤容限、耐久性分析

2.4.1　疲劳分析

2.4.1.1　概述

疲劳分析方法较多，因疲劳破坏的分散性较大，无论哪种方法都不一定能与试验结果

十分吻合。因此，各种方法大多是以一定破坏准则为前提，以相应的试验结果为依据，并结合大量的工程统计数据或使用经验来进行。正因如此，无论采用哪种方法进行分析都有适用性和局限性问题。常用的疲劳分析方法有两种：应力疲劳分析方法和应变疲劳分析方法。

(1) 应力疲劳分析方法

目前应用较广泛的是名义应力法、应力严重系数法、疲劳额定值（DFR）法等。名义应力法由材料的 $S-N$ 曲线和结构关键部位模拟试件的疲劳试验数据，建立起结构关键部位的 $S-N$ 曲线，依据关键部位的名义应力谱，按线性累计损伤理论计算疲劳寿命。应力严重系数法用于连接件疲劳寿命估算，其基本步骤是：通过细节应力分析，求得结构疲劳危险部位的应力严重系数和相应的应力水平，继而利用与应力严重系数相同应力集中系数下的材料疲劳性能数据，按线性累积损伤理论算出疲劳寿命。DFR 法是采用疲劳裕度表征的另一种工程分析方法，主要用于运输机结构的疲劳分析。应力疲劳分析方法的优点是比较简单方便，对于局部应力水平不高的部位，选用此方法估算的寿命与试验结果比较吻合。

(2) 应变疲劳分析方法

又称局部应变法，其基本步骤是：首先利用弹塑性分析和材料的循环应力－应变曲线计算出孔边的真实应力和真实应变，经过当量处理后利用应变－寿命曲线计算出损伤，然后利用线性累积损伤理论算出疲劳寿命。应变疲劳分析方法的优点是反映了结构细节局部材料进入塑性后的情况，计入了加载次序和大过载对疲劳寿命的影响。当计算部位应变水平较高时，选用此方法估算的寿命与试验结果比较吻合。

安全寿命准则评定结构疲劳寿命的可靠性主要通过疲劳分散系数保证。安全寿命可用式（2-2）表示：

$$N_{aq}=\begin{cases}\dfrac{N_{js}}{f_{js}}\\[2ex]\dfrac{N_{sy}}{f_{sy}}\end{cases} \tag{2-2}$$

式中：N_{aq}为安全寿命；N_{js}为计算寿命；f_{js}为计算分散系数；N_{sy}为试验寿命；f_{sy}为试验分散系数。

目前，疲劳分析方法都是建立在元件、材料或结构件疲劳试验结果上，而疲劳试验数据具有较大的分散性，加之各种分析方法所用的 Miner 线性累积损伤假设也具有较大的不确定因素，因此疲劳分析方法的准确度不高。当用疲劳分析方法确定结构的疲劳寿命时，必须引入一个计算（理论）分散系数，以保证计算结果具有指定要求的可靠度。

计算分散系数可以根据不同可靠度要求和不同置信度水平要求，利用统计分布公式计算确定。有关计算方法的著述很多，大多从疲劳寿命概率分布类型为对数正态分布或威布尔分布这一事实出发，根据子样的数学期望值和标准差估计值进行计算。

2.4.1.2　名义应力法

(1) 基本步骤

①由载荷谱和关键部位细节应力分析得到关键部位的名义应力谱。

②以与关键部位应力集中系数 K_t 相同的材料 $S-N$ 曲线为基础，建立结构关键部位的 $S-N$ 曲线，通常只需要建立载荷谱中疲劳损伤严重的载荷级对应的应力比 R^* 下的一条 $S-N$ 曲线。

③选择等寿命曲线形式。

④采用线性累积损伤理论估算结构的中值寿命。

⑤由中值寿命除以理论分散系数评定结构的安全寿命。

(2) 结构关键部位 $S-N$ 曲线的建立

名义应力法原理很简单，关键问题是如何建立结构关键部位的 $S-N$ 曲线。直接由结构关键部位模拟件测定 $S-N$ 曲线在工程上难以实现，特别是在设计阶段更是不可能的。因此，结构关键部位的 $S-N$ 曲线必须以材料在与关键部位相同的 K_t 下的 $S-N$ 曲线为基础加以建立，方法如下。

在指定 K_t 和应力比 R^* 下的 $S-N$ 曲线常用如下三参数式描述：

$$S = C\left(1+\frac{A}{N^{\alpha}}\right) \tag{2-3}$$

式中：S 为最大疲劳应力 σ_{max} 的统称；N 为疲劳寿命（循环数）；C 为疲劳极限；α、A 为曲线参数。

大量试验研究结果表明，在 R^* 相同、K_t 相同或相近条件下，结构 $S-N$ 曲线与材料 $S-N$ 曲线的形状参数 α、A 基本一致。因此，结构关键部位 $S-N$ 曲线的 α、A 值可直接取自相同 R^* 和 K_t 下材料的 $S-N$ 曲线对应参数。而其 C 值可由如下方法确定：

①采用一组结构关键部位模拟试件，进行谱载下的疲劳试验，取得试验中值寿命 N_{sy50}。在系列装备研制中，如果已有机种与新研机种有相同的关键结构件，并且已有模拟试件在原机种谱载下的中值试验寿命数据，或有全尺寸结构试验的该部位寿命数据，则可予以采用，不必再进行模拟试件疲劳试验。

②假定若干不同 C 值，用对应的结构关键部位指定 R^* 下 $S-N$ 曲线、选择的等寿命曲线和试验载荷（应力）谱，依据线性累积损伤理论估算中值寿命。当 C 值调整到中值寿命计算结果与试验中值寿命 N_{sy50} 一致时，该 C 值即为结构关键部位 $S-N$ 曲线参数 C 的取值。

(3) 等寿命曲线的选取

常用的等寿命曲线形式有：

$$\sigma_a = \sigma_{-1}\left(1-\frac{\sigma_m}{\sigma_b}\right)\text{(古德曼曲线)} \tag{2-4}$$

$$\sigma_a = \sigma_{-1}\left(1-\frac{\sigma_m}{\sigma_s}\right)\text{(索德伯格曲线)} \tag{2-5}$$

$$\sigma_a = \sigma_{-1}\left[1-\left(\frac{\sigma_m}{\sigma_b}\right)^2\right]\text{(杰柏曲线)} \tag{2-6}$$

式中：σ_a 为疲劳应力幅值；σ_m 为平均应力；σ_b 为材料拉伸强度极限；σ_s 为屈服极限；σ_{-1} 为对称循环下的疲劳强度。

其中式（2-5）最偏保守，因此，在寿命估算时多采用该式。

（4）中值寿命估算

设一个基本谱块包含 m 级应力，第 $i(i=1, \cdots, m)$ 级应力循环 n_i 次。若第 i 级应力的应力比为 R_i，最大应力为 σ_i，则用等寿命曲线求得与应力水平（σ_i，R_i）寿命相同的应力比 R^* 所对应的 σ_i^*，然后将 σ_i^* 代入 R^* 对应的结构关键部位 $S-N$ 曲线表达式，算出 N_i，寿命估算采用线性累积损伤（Miner）理论，它可用下式表示：

$$\lambda \sum_{i=1}^{m} \frac{n_i}{N_i} = 1 \tag{2-7}$$

式中：λ 为疲劳破坏时该基本谱块作用次数。

由式（2-7）算出 λ，由一个谱块代表的使用次数或使用小时数，即可求得中值寿命（飞行小时数）。

（5）疲劳寿命理论分散系数

假定对数寿命 $X=\lg N$ 服从正态分布，其概率密度为：

$$f(x) = \frac{1}{\sigma_0 \sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma_0^2}\right] \tag{2-8}$$

式中：$\mu=E(X)$；$\sigma_0=\sqrt{\mathrm{var}(X)}$。

存活率 p 对应的对数安全寿命 x_p 为：

$$x_p = \mu + u_p \cdot \sigma_0 \tag{2-9}$$

式中：u_p 为标准正态分布的上 p 分位点。

由 $N_{50}=10^{\mu}$，$N_p=10^{x_p}$，可得理论分散系数为：

$$L_f = \frac{10^{\mu}}{10^{\mu+u_p \cdot \sigma_0}} = 10^{-u_p \cdot \sigma_0} \tag{2-10}$$

通常取 $\sigma_0=0.2$，$p=99.9\%$，对应 $L_f=4.0$。

2.4.1.3　应力严重系数法

飞机结构是由成千上万零件通过铆钉、螺栓等紧固件连接而成。在疲劳载荷谱作用下，结构件的破坏大多从紧固孔处开始，连接件的寿命问题是飞机结构疲劳寿命估算的一个重要内容。应力严重系数法是常用于连接件寿命估算的一种工程计算方法，它通过有限元细节分析，得到钉孔处的旁路载荷、传递载荷，进而计算孔边的应力严重系数（即当量应力集中系数），再利用简单缺口试件的 $S-N$ 曲线来估算结构连接件寿命。它属于名义应力法范畴。

（1）基本步骤

①建立关键连接部位的名义应力谱。

②计算关键连接部位的应力严重系数。

③获取对应于关键部位的应力严重系数和应力谱的 $S-N$ 曲线。

④采用线性累积损伤理论估算中值疲劳寿命。

⑤用中值寿命除以理论分散系数评定结构的安全寿命。

（2）关键部位的名义应力谱

针对载荷谱中各种载荷状态（i），通过关键部位的细节应力分析，计算出 $1g$ 过载对

应的孔边旁路载荷 P_{pi}和紧固件钉传载荷 R_i；按下式计算 $1g$ 对应的孔边名义应力 σ_i，

$$\sigma_i = \frac{P_{pi} + R_i}{(W-d)t} \tag{2-11}$$

式中：W 为连接件板的名义宽度；d 为连接孔直径；t 为厚度。

由各种载荷状态下的 $1g$ 名义应力 σ_i 和疲劳载荷谱，建立关键部位的名义应力谱。

(3) 关键部位的应力严重系数

孔边最大应力

$$\sigma_{max} = \sigma_1 + \sigma_2 = K_t \frac{P_p}{(W-d)t} + K_{jy} \frac{R}{dt}\theta \tag{2-12}$$

式中：σ_1 为旁路载荷产生的孔边应力；K_t为旁路载荷 P_p对应的理论应力集中系数（对应的名义应力为净截面平均应力）；σ_2 为钉传载荷 R 产生的孔边应力；K_{jy}为挤压应力集中系数；θ 为挤压应力分布系数。

总的应力集中系数 K_{tz}为孔边最大应力与参考应力（净截面平均应力）σ_{ck}的比值：

$$K_{tz} = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{ck}} = \frac{1}{\sigma_{ck}}\left[K_t \frac{P_p}{(W-d)t} + K_{jy} \frac{R}{d\,t}\theta\right] \tag{2-13}$$

$$\sigma_{ck} = \frac{P_p + R}{(W-d)t} \tag{2-14}$$

关键部位的应力严重系数

$$\mathrm{SSF} = \alpha\beta K_{tz} \tag{2-15}$$

式中：α 为孔的表面状态系数，对于铰孔、钻孔和冷挤压孔，α 通常分别取为 1.0、1.1 和 0.8～0.9；β 为孔的充填系数，对于开孔、铆钉、螺栓、锁紧钢螺栓和锥形螺栓等紧固件形式，β 分别取为 1.0、0.75、0.75～0.9、0.75 和 0.5。

(4) 关键部位应力严重系数和应力谱对应的 $S-N$ 曲线族

①在具备材料在若干种理论应力集中系数 K_t下的等寿命曲线条件下，可以将关键部位的 SSF 视为当量的应力集中系数 K_t^*，通过几种相近应力集中系数下材料的等寿命曲线，采用插值的方法得到 K_t^* 对应的等寿命曲线族。然后由应力谱中各级应力的平均应力 S_m值获取对应的 S_a-N 曲线（若为拉伸应力，则 S_m、S_a分别为疲劳应力均值 σ_m 和幅值 σ_a）。

②在具备材料在一种指定应力比 R^* 和至少两种与 SSF 相近的 K_t下的 $S-N$ 曲线的条件下，可以通过曲线的插值处理得到 K_t^* =SSF 对应的指定 R^* 下的 $S-N$ 曲线。然后由常用等寿命曲线，获取不同 S_m对应的 SSF 下的 S_a-N 曲线。

2.4.1.4　应变疲劳分析方法

(1) 基本步骤

局部应变法以等应变－等损伤假设和线性累积损伤理论为依据，以材料的应变疲劳特性曲线为基础，直接考虑了结构细节危险部位局部材料进入塑性变形的影响，适用于应力水平较高，使结构危险部位应力达到屈服应力情况下的疲劳分析与寿命估算。其基本步骤为：

①原始数据的准备，包括载荷谱、材料的循环应力－应变曲线、应变－疲劳曲线和危险部位的疲劳缺口系数。

②通过缺口弹塑性分析，将作用于结构细节的名义应力谱转换为局部应力－应变历程。

③进行雨流计数处理，获得局部应变谱所有全循环和半循环。

④当量应变计算，将所有全循环或半循环的真实应变范围转换为光滑试件对称循环（$R=-1$）的当量应变范围。

⑤通过线性累积损伤理论计算中值寿命。

⑥中值寿命除以理论分散系数，评定安全寿命。

（2）原始数据准备

①确定疲劳缺口系数 K_f 的工程方法常采用理论应力集中系数 K_t 导出，经验公式为：

$$K_f = 1 + \frac{K_t - 1}{1 + \sqrt{A \cdot R^{-1}}} \tag{2-16}$$

式中：R 为缺口根部半径；A 为材料常数，铝合金 $A=0.508\text{mm}$，钛合金 $A=0.0508\text{mm}$，对 $\sigma_b > 1098\text{MPa}$ 的合金钢，$A=0.0254\text{mm}$，对 $\sigma_b \leqslant 1098\text{MPa}$ 的合金钢，$A=0.0508\text{mm}$。

②材料的循环应力－应变曲线采用循环的稳态迟滞回线，常用离散方法和函数表示法这两种方式给出。

a. 离散方法。线性部分用零应力、零应变点（0，0）和比例极限应力 σ_p、应变 $\varepsilon_p = \frac{\sigma_p}{E}$ 点（ε_p，σ_p）这两点给出；曲线部分从 $\varepsilon=\varepsilon_p$ 和 $\varepsilon=4\varepsilon_p$ 部分划分 10～12 个相等应力间隔，用折线形式给出。

b. 函数表示法。将 $\sigma-\varepsilon$ 曲线表达为下式：

$$\varepsilon_a = \frac{\sigma_a}{E} + \left(\frac{\sigma_a}{K'}\right)^{\frac{1}{n'}} \tag{2-17}$$

式中：σ_a、ε_a 分别为应力、应变幅值；E 为弹性模量；K' 为循环强度系数；n' 为循环应变硬化系数；K'、n' 值可由试验数据加以拟合获得。

③实验获得的材料的应变－寿命曲线通常有两种给出形式。

a. 离散的应变－寿命曲线（$\Delta\varepsilon-N$ 曲线），用一组实测（$\Delta\varepsilon$，N）数据给出，$\Delta\varepsilon$ 为应变范围。

b. Manson-Coffin 公式拟合应变 $\Delta\varepsilon$ 寿命曲线

Manson-Coffin 公式由下式给出：

$$\varepsilon_a = \frac{\sigma_f'}{E}(2N)^b + \varepsilon_f'(2N)^c \tag{2-18}$$

式中：σ_f'、b、ε_f' 和 c 分别称为疲劳强度系数、疲劳强度指数、疲劳延性系数和疲劳延性指数。

在双对数坐标中，ε_a-N 曲线可分解为两条直线（弹性线和塑性线）的叠加，即：

弹性线　　$$\lg \varepsilon_{ea} = \lg\left(\frac{\sigma_f'}{E}\right) + b\lg(2N) \tag{2-19}$$

塑性线　　$$\lg \varepsilon_{pa} = \lg \varepsilon_f' + c\lg(2N) \tag{2-20}$$

式中：ε_{ea}、ε_{pa} 分别为弹性应变幅值和塑性应变幅值；b、c 为相关直线参数；常数 σ_f'、ε_f' 和 c 可按上述两式，由试验数据拟合得到。

(3) 局部应力－应变历程的获得

局部弹塑性分析通常采用改进的 Neuber 法或弹塑性有限元法，按照改进的 Neuber 法，有如下工程应用形式，即：

$$\Delta\sigma\Delta\varepsilon = \frac{(K_f\Delta S)^2}{E} \tag{2-21}$$

式中：ΔS 为名义应力变程；$\Delta\sigma$ 和 $\Delta\varepsilon$ 为缺口根部局部应力、应变范围。上述公式表示一条双曲线，它和循环稳态 $\Delta\sigma-\Delta\varepsilon$ 曲线的交点惟一地确定了外载 ΔS 下缺口根部的 $\Delta\sigma$ 和 $\Delta\varepsilon$ 值。

根据给定的载荷谱，逐次完成上述过程，即可获得载荷谱（名义应力谱）所对应的缺口局部应力－应变历程。

2.4.2　损伤容限分析

2.4.2.1　概述

损伤容限设计的基本思想就是承认飞机结构在制造和使用中不可避免地存在着一定的缺陷、裂纹或其他损伤，但必须把这些损伤和缺陷限制在一定的范围内。通过对结构损伤容限特性的分析与试验，对可检结构给出检修周期，对不可检结构给出允许的最大损伤尺寸，以保证结构在给定的疲劳寿命期限或检修周期内，不至于因未被发现的初始缺陷、裂纹或其他损伤的扩展而出现灾难性的破坏事故。

损伤容限设计的目的是：对现有飞机，评定飞机结构损伤的扩展，进行含损伤结构的剩余强度特性分析，以及提供足够的安全性所要求的检查水平，确保最小剩余强度要求。对新设计的飞机，通过损伤容限设计和分析，将飞机结构设计成在飞机的疲劳寿命期内发生疲劳、腐蚀或者意外损伤时，在损伤发现或进行必要的修理之前，结构仍然能经受住设计使用载荷/环境谱的作用，而不出现结构的破坏或过分的变形。

(1) 断裂准则

损伤容限分析采用的断裂准则（断裂判据），是根据材料断裂特性而建立的控制断裂强度的界限。断裂力学发展到现在，已经建立了几种单一型裂纹的断裂判据和复合型断裂判据。目前工程中常用的是 K-判据，并以Ⅰ型判据为主，现简述如下。

应力强度因子 K 是裂纹尖端弹性应力场的控制参数，当其达到临界值 K_c（断裂韧度）时，构件的裂纹快速扩展导致突然断裂。Ⅰ型断裂判据可表示为：

$$K_I \geqslant K_c \tag{2-22}$$

式中，K_c 与材料厚度有关，对于具有穿透裂纹的薄构件，其 K_c 由薄板材料的 K_R 曲线确定，平面应变断裂韧度 K_{Ic} 为 K_c 的下限值，对于工程常见的表面裂纹、孔边角裂纹等三维裂纹而言，其裂纹前缘接近平面应变状态，因此，平面应变断裂判据具有重要的工程应用意义，它可表示为：

$$K_I \geqslant K_{Ic} \tag{2-23}$$

(2) 损伤容限分析步骤

①确定所研究结构的类型

在国军标 GJB776—89 中，把军用飞机的结构设计分为两大类，即破损安全结构和缓

慢裂纹扩展结构，或这两类结构的组合。缓慢裂纹扩展概念是指结构的缺陷或裂纹以稳定、缓慢的速率扩展，在规定的未修使用周期内，结构不允许发生快速裂纹扩展。破损安全概念是指采用了多途径传力措施或止裂措施以后，使不稳定的快速裂纹扩展限制在一定的范围内，在规定的未修使用期内，结构不允许发生破坏性断裂事故。

②给定损伤容限评定部位的损伤容限要求

它包括的内容有：

材料参数；可适用的检查级别和与该检查级别相应的最小未修使用周期；确定裂纹形式并确定初始裂纹尺寸；确定该部位所需的最小剩余强度要求。

③应力分析

根据载荷谱对结构进行应力分析，由应力分析结果和实践经验，编制损伤容限分析部位的应力谱。

④裂纹扩展分析

根据裂纹形式、加载方式和几何构型计算应力强度因子；选择裂纹扩展方程和裂纹扩展模型；选定采用的分析软件，进行裂纹扩展寿命分析。裂纹扩展分析应采用飞－续－飞谱，如果必要，应考虑到化学、热环境谱的影响。裂纹扩展速率随使用时间而变化，计算方法由2.4.2.3给出。推荐用初始缺陷假设作为裂纹扩展曲线的起点，画出2倍疲劳寿命的 a（裂纹长度）－N（寿命）曲线。

⑤剩余强度分析

剩余强度分析是损伤容限分析的核心。用2.4.2.4介绍的剩余强度计算方法计算临界裂纹长度，最后绘制 $[\sigma]_{sh-y}-a$ 曲线及 $[\sigma]_{sh-y}-N$ 曲线。然后，根据剩余强度要求值，确定出满足最小剩余强度要求下最大允许损伤尺寸。再结合裂纹扩展寿命曲线和断裂准则判定该部位是否满足损伤容限要求和疲劳寿命要求。如不满足要求则要修改设计，重新进行损伤容限分析。

2.4.2.2　应力强度因子

应力强度因子 K 是度量弹性体裂纹尖端应力场奇异性强度的一个物理量。外部变量，如载荷的大小和加载方式以及裂纹体的几何形状，对裂纹尖端场的影响通过应力强度因子体现出来。由于裂纹尖端区内的力学量对坐标的依赖关系与裂纹体几何无关，故应力强度因子是裂纹尖端场的单一表征参量。应力强度因子通常用下面的一般形式来表达：

$$K = \sigma\beta\sqrt{\pi a} \tag{2-24}$$

式中：σ 为外载；β 为应力强度因子修正系数，它是裂纹几何参数和载荷形式、边界条件等的函数，各种裂纹体的 β 值可在许多文献中查到；a 为裂纹几何尺寸。

应力强度因子的计算和确定是对任何开裂结构进行损伤容限分析和评定的前提。K 的计算涉及的影响因素很多，诸如加载方式、结构几何形状、边界条件、裂纹形式等对应力强度因子的数值都有直接的重要影响，情况相当复杂。随着断裂力学的发展，现在已经发展了许多行之有效的计算应力强度因子的方法，如复变函数法、边界配置法、变分法、能量差率法、应力集中系数法、应力分布法、权函数法、有限元素法等方法，并且已经求解出了许多裂纹问题的应力强度因子解，汇集成了专用的应力强度因子手册。工程中构件裂纹的 K 值应尽可能应用手册给出的典型情况下 K 的解，通过叠加法与组合法确定。对于

难以按此法确定的复杂结构裂纹情况，通常用有限元素法求解。

2.4.2.3　裂纹扩展分析

按照国军标 GJB776—89 的规定，假设所有飞机结构内都存在初始缺陷或裂纹。在使用载荷/环境谱的作用下，在规定的未修使用期内，这些裂纹（或损伤）不应扩展到失稳尺寸。因此在飞机设计阶段，必须对飞行安全结构（断裂关键结构）的重要部位进行裂纹扩展分析。

疲劳裂纹扩展大致可分为三个阶段。第Ⅰ阶段为裂纹成核和微观裂纹扩展阶段。这个阶段的裂纹扩展规律从本质上讲还没十分弄清，在断口上无明显的显微特征。第Ⅱ阶段是裂纹扩展的主要阶段，称为宏观裂纹扩展阶段。在断口分析中可以看到许多平行的条带，称为疲劳条纹。损伤容限设计和分析主要研究这个阶段的裂纹扩展特性和结构的剩余强度能力。第Ⅲ阶段为裂纹快速扩展阶段，亦称失稳扩展阶段。这个阶段的断口形态以韧窝、晶间断裂或纤维断裂为主。在规定的未修使用周期内，结构不允许有第Ⅲ阶段的裂纹扩展发生。

影响裂纹扩展的因素很多，除 ΔK 外，诸如平均应力、加载顺序、加载频率和环境等对裂纹扩展均有较大影响。平均应力 σ_m 的影响实际上可以用应力比 R 的影响来表示。在同一 ΔK 下，平均应力越高，裂纹扩展速率 $\frac{da}{dN}$ 越大。变幅载荷情况下，如载荷谱中各个载荷峰谷值相差较大，加载顺序对裂纹扩展的影响不能忽略。载荷顺序的影响主要有三种效应：超载迟滞效应、压缩载荷的加速效应、迟滞减缓效应。这三种效应在裂纹扩展分析时都必须考虑。但试验证明，当超载比小于 1.3 时，加载顺序对裂纹扩展寿命影响很小，可忽略不计。在高温和腐蚀环境下，频率对裂纹扩展寿命影响较大，必须考虑加载频率的影响。环境的影响主要表现在腐蚀介质对裂纹扩展的作用，通常分为应力腐蚀和腐蚀疲劳两个方面的作用。

(1) 裂纹扩展速率基本方程

在一般环境下，应力强度因子范围 ΔK 和应力比 R 是影响裂纹扩展的主要参数，裂纹扩展速率一般表达式可写成为：

$$\frac{da}{dN}=f(R,\ \Delta K)$$

工程上常用的裂纹扩展速率方程有：

①Paris 方程

$$\frac{da}{dN}=C(\Delta K)^n \tag{2-25}$$

式中：a、N 分别为裂纹几何尺寸和对应的寿命；C、n 为由试验确定的材料常数。

Paris 方程描述给定应力比时第二阶段（中间段区域）的裂纹扩展特性，公式所需参数少，但超出使用限制范围后误差较大，一般用于裂纹扩展的初步估算。

②Forman 方程

$$\frac{da}{dN}=\frac{C(\Delta K)^n}{(1-R)K_c-\Delta K} \tag{2-26}$$

式中：C、n 为由试验确定的材料常数；K_c 为材料的平面应力断裂韧度，由试验测定；R

为应力比。

Forman 公式适用于裂纹扩展曲线的中间段和快速扩展段。当应力强度因子接近临界值时，公式反映了快速扩展特性，并能反映应力比 R 的影响。

③Walker 方程

$$\left.\begin{aligned}&\frac{da}{dN}=C[(1-R)^{M-1}\Delta K]^n=C[(1-R)^M K_{max}]^n\\&M=M_1\qquad 1>R>0\\&M=M_2\qquad -1<R\leqslant 0\\&M=1.1\qquad R\leqslant -1\end{aligned}\right\}\tag{2-27}$$

式中：C、M、n 为由试验确定的材料常数。

Walker 方程适用于描述裂纹扩展的中间段区域，考虑了负应力比的影响，考虑了压缩载荷的加速效应，计算精度较高，应用面较广。

④闭合（Closure）方程

$$\left.\begin{aligned}&\frac{da}{dN}=C\left[\frac{\Delta K(1-c_f)}{(1-R)(1-c_{f0})}\right]=C\left[\frac{K_{max}(1-c_f)}{(1-c_{f0})}\right]^n\\&c_f=c_{f-1}+(c_{f0}-c_{f-1})(1+R)^p\end{aligned}\right\}\tag{2-28}$$

式中：C、n 为由试验确定的材料常数；$c_f=\frac{\sigma_{cl}}{\sigma_{max}}$ 为应力比为 R 时的闭合应力 σ_{cl} 与最大应力 σ_{max} 之比；c_{f0}、c_{f-1}、p 分别为谱载时当 $R\approx 0$ 的闭合应力比、$R=-1$ 时的闭合应力比、应力比影响指数。这些参数与材料有关，由试验确定。

闭合方程对高应力比的适应性较差，所以对每种材料都要给定一个正的应力比截止值 R_{out}。R_{out} 随材料的不同在 0.45～0.8 之间变动。当 $R\geqslant R_{out}$ 时，取 $R=R_{out}$。引入 R_{out} 后，式（2-28）可写成：

$$\frac{da}{dN}=c\left[\frac{\Delta K(1-c_f)}{(1-R_{out})(1-c_{f0})}\right]^n\tag{2-29}$$

在使用上述各个方程时，应注意以下几点：

①上述公式中的材料常数 C 和 n 不能全部互换。一般来说，当应力比 R 相同时，Paris方程、Walker 方程和 Closure 方程中的 C 和 n 可以互换，但不能用于 Forman 方程。

②由试验数据拟合各个方程的材料常数 C 和 n 时必须与公式适用范围相匹配，超过公式适用范围将给裂纹扩展寿命预测带来较大误差。例如 Paris 公式中的 C 和 n 与应力比 R 有关，是一定应力比情况下的 C、n 值，且只有在 $R=0$ 时才能与 Walker 公式中的 C、n 互换。

③上述公式中 C 是有量纲的，为“mm/［（$N/mm^{3/2}$）^{n}周］”或“mm/［（$MPa\cdot mm^{1/2}$）^{n}周］”。这一点在单位换算时要特别注意。

④应用上述公式时应考虑环境影响。

（2）变幅载荷下的裂纹扩展延迟模型

恒幅载荷下的疲劳裂纹扩展计算方法是变幅载荷下裂纹扩展分析的基础。采用前述裂纹扩展速率方程，同时考虑环境因素的影响，就可进行恒幅载荷下的裂纹扩展分析。但在

实际服役使用中，飞机结构中的疲劳裂纹扩展都是在随机谱下发生和发展的。因此，裂纹扩展分析应考虑变幅载荷，工程上对应的裂纹扩展分析方法可分为两大类。

①不考虑载荷的交互作用

载荷谱中各个载荷的峰（谷）值相差不大，载荷顺序对裂纹扩展影响很小。因此，可不考虑循环载荷的相互作用，可采用当量恒幅载荷进行裂纹扩展分析。

②考虑载荷的交互作用

载荷谱中各个载荷的峰值（或谷值）相差较大，载荷顺序对裂纹扩展的影响不能忽略，必须采用变幅载荷下的裂纹扩展分析方法和分析模型。军用飞机一般都应考虑载荷的相互影响。

变幅载荷下，载荷有三种相互作用。

a. 超载迟滞效应。在低拉伸载荷循环序列中出现一个高拉伸载荷，这个高拉伸超载会在裂纹尖端形成一个拉伸塑性变形区。高载之后的大塑性变形引起的残余压缩应力会显著地降低其后各循环中的裂纹扩展速率。此种现象称为超载迟滞效应。

b. 压缩载荷加速效应。与上述情况相反，压缩载荷是在裂纹尖端形成压缩塑性变形区。在压缩载荷后的拉伸过程中，压缩塑性变形不能恢复，而在裂尖形成残余拉应力，显著地增加其后各级载荷的裂纹扩展速率，称为压缩载荷的加速效应。

c. 迟滞减缓效应。在拉伸超载的后续循环中加上一个压缩超载，在裂尖的材料就会发生相反的塑性变形，这就降低了残余压应力。负超载会部分甚至会全部抵消正超载的有利影响，使迟滞效应有所减弱。此种现象称迟滞减缓效应。

迟滞效应的大小取决于超载幅值与后续载荷循环幅值之比。足够大的超载甚至可以止裂。如果把超载循环卸载到零并保持一段时间，结果会减小残余压缩应力，从而降低迟滞效应。多次超载会明显地增加迟滞。

谱载荷情况下，载荷相互作用引起迟滞效应的本质是不变的，载荷顺序与裂纹扩展寿命密切相关。因此在进行载荷谱的简化和截取时应十分注意这一点。

目前在断裂力学中，有两种理论可以解释超载迟滞现象，即裂纹闭合理论和残余塑性压应力理论。基于这两种理论建立了许多超载迟滞模型。工程上常用的有以下两种模型。

①改进的广义 Willenborg 模型

Willenborg 模型是以残余压应力理论为基础导出的。改进的广义 Willenborg 模型考虑了压缩载荷的加速作用和连续多个超载情况，并且残余应力效应考虑了载荷的相互影响。

Willenborg 模型的基本假设如下：

a. 当从超载的最大循环应力突然降低时，就会产生迟滞作用。

b. 迟滞的大小与最大应力的降低量成正比。

c. 迟滞扩展区的长度等于超载最大循环应力产生的塑性区长度。

d. 每加一次超载，便引起一次新的迟滞。

引入有效应力的概念后，定义

$$\Delta K_{\mathrm{eff}} = (K_{\max})_{\mathrm{eff}} - (K_{\min})_{\mathrm{eff}}$$

$$R_{\mathrm{eff}} = \frac{(K_{\min})_{\mathrm{eff}}}{(K_{\max})_{\mathrm{eff}}}$$

式中：ΔK_{eff}为有效应力强度因子变程；R_{eff}为有效应力比。

则 Willenborg 模型的裂纹扩展速率方程可表示为：

$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N} = f(\Delta K_{\text{eff}}, R_{\text{eff}}) \tag{2-30}$$

一般采用 Walker 公式，则 Willenborg 模型的形式为：

$$\left.\begin{aligned} \frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N} &= C[(1-\overline{R}_{\text{eff}})^{M_1-1}\Delta K_{\text{eff}}]^n \qquad (R_{\text{eff}} > 0) \\ \frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N} &= C[(1-R_{\text{eff}})^{M_2-1}(K_{\max})_{\text{eff}}]^n \qquad (R_{\text{eff}} \leqslant 0) \\ \overline{R}_{\text{eff}} &= \begin{cases} R_{\text{eff}} & 0 < R_{\text{eff}} < R_{\text{out}} \\ R_{\text{out}} & R_{\text{eff}} > R_{\text{out}} \end{cases} \end{aligned}\right\} \tag{2-31}$$

式中：R_{out}为超载应力截止比；C、n、M_1、M_2为 Walker 公式中的材料常数。

② 闭合模型

闭合模型是在裂纹闭合理论基础上导出来的，其表达式为：

$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N} = C\left[\frac{\Delta\sigma_{\text{eff}}\beta\sqrt{\pi a}}{(1-c_{f0})}\right]^n \tag{2-32}$$

式中：C、n、c_{f0}见式 (2-28)；$\Delta\sigma_{\text{eff}}$为有效应力差值，等于最大应力 $\sigma_{\max}$与闭合应力 σ_{cl}的差值。对于常幅载荷，闭合应力是一个稳定值 σ_{cl}^0，它由下式给出：

$$\left.\begin{aligned} \sigma_{\text{cl}}^0 &= c_f\,\sigma_{\max} \\ c_f &= c_{f-1} + (c_{f0} - c_{f-1})(1+R)^p \end{aligned}\right\} \tag{2-33}$$

式中：R 为应力比；p 为指数。有关迟滞模型的进一步讨论请查阅有关文献。

(3) 裂纹扩展寿命计算步骤

在工程上进行疲劳裂纹扩展计算可由裂纹扩展分析软件包来完成。运行裂纹扩展分析软件包之前必须先完成下列准备工作：

①材料特性（断裂韧性 K_c或 K_{Ic}、屈服应力 σ_s、应力强度因子门槛值 ΔK_{th}等）。

②确定初始裂纹尺寸 a_0和根据最小剩余强度要求确定临界裂纹尺寸 a_c。

③选择裂纹扩展方程。

④选择迟滞模型。

⑤确定应力强度因子修正系数。

⑥应力谱。

上述准备工作完成后即可进行裂纹扩展寿命分析，其分析步骤为：

①根据 GJB776—89，按结构类型确定初始裂纹尺寸 a_0。

②确定裂纹类型，包括棱边角裂纹、表面裂纹、孔边角裂纹、孔壁表面裂纹等。

③是否考虑多裂纹、相关损伤或连续损伤的影响，如果连续损伤、相关损伤、多裂纹影响不能忽略，则需计算次裂纹扩展及相关损伤的影响。

④准备裂纹扩展分析程序所需原始数据。

⑤执行裂纹扩展分析程序。

⑥分析计算结果合理性，绘制裂纹扩展寿命曲线。

⑦按损伤容限设计要求确定检查周期。

2.4.2.4　剩余强度分析

(1) 剩余强度要求

在国军标 GJB776—89 中对剩余强度要求规定："要求的最小剩余强度由内部元件载荷 P_{sh-y} 确定。P_{sh-y} 是有损伤存在的飞机在规定的未修使用周期内必须能承受的载荷，其值取决于结构总的可检查度。对于可检结构，P_{sh-y} 代表飞机在规定的检查间隔内可能遇到的最大载荷；对于不可检结构，则代表一个设计寿命期内可能遇到的最大载荷。"

结构的剩余强度通常随着损伤尺寸的增加而下降。剩余强度是结构设计类型和可检查度的函数。损伤容限分析和评定的核心就是确保结构在最小未修使用周期内满足最小剩余强度要求。

①缓慢裂纹扩展结构剩余强度要求

根据国军标 GJB776—89 的规定，结构的可检查度分为 6 种（见 GJB776—89 表 1），只有场站或基地级可检和使用中不可检适用于缓慢裂纹扩展结构。

对于缓慢裂纹扩展不可检结构，要求含裂纹构件在 2 倍设计寿命期内不允许由于裂纹扩展使结构剩余强度降低到可能遭遇到的最大载荷 P_{sh-y} 以下。

缓慢裂纹扩展场站或基地级可检结构，要求含裂纹构件在规定的 2 倍检查间隔内不允许由于裂纹扩展使结构剩余强度降低到可能遇到的最大载荷 P_{sh-y} 以下。

P_{sh-y} 值的确定见 GJB776—89。

②破损安全结构剩余强度要求

a. 破损安全多途径传力结构

破损安全多途径传力结构的有效工作期分为两个阶段：第 1 阶段主传力途径尚未失效，即完整结构；第 2 阶段是主传力途径失效后的剩余结构。

完整结构在 1 倍设计寿命期内，或是在场站或基地级检查间隔内，裂纹以缓慢稳定的形式扩展，在裂纹达到临界值以前，结构应能承受可能遭遇到的最大载荷。

剩余结构除了要能承受主传力途径破坏后相邻元件重新分配的载荷外，还必须考虑主传力失效瞬间的动荷效应产生的载荷。即在主传力路径失效的瞬间，剩余结构必须有能力承受要求的剩余强度载荷。

b. 破损安全止裂结构

破损安全止裂结构的基本思想是在结构中提供一种减小裂纹尖端应力强度因子的方法，以便能够限制和阻止裂纹的不稳定扩展。设计上常采用附加的加强结构，如筋条、止裂带等结构元件来达到阻止裂纹快速扩展的目的。破损安全止裂结构的剩余强度要求是：加强元件应具有足够的刚度，以便能够有效地卸掉基本结构上的部分载荷，从而使基本结构快速扩展的裂纹暂停在结构的某个连续区域内。如果结构是由紧固件将基本结构与加强件连接起来，则要求紧固件有足够的强度，除了能够承担原来的传递载荷外，还能额外地承担结构的裂纹扩展转移过来的载荷。

(2) 剩余强度分析的步骤

一般来说，剩余强度分析都与裂纹扩展寿命分析同时进行。在工程上，裂纹扩展分析软件包在完成裂纹扩展寿命分析的同时，也给出所设定条件下的剩余强度分析结果（剩余强度曲线）。因此进行剩余强度分析的准备工作与进行裂纹扩展分析相同。一般分析步骤

为：

①确定结构形式，如结构几何形状和尺寸，开裂部位。

②按 GJB776—89 要求确定剩余强度要求值 σ_{sh-y}。

③设定损伤形式。

④确定材料性能，断裂韧性 K_c或 K_{Ic}、屈服应力 σ_s。

⑤确定应力强度因子。

⑥计算最大允许裂纹长度 a_c。根据 K-判据，线弹性断裂情况下的最大允许裂纹长度 a_c可按下式计算：

$$a_c = \frac{1}{\pi}\left(\frac{K_{Ic}(\text{或 } K_c)}{\sigma_{sh-y}\beta}\right)^2 \tag{2-34}$$

如果需要，还要计算净截面屈服时的最大允许裂纹长度 a_{sy}和弹塑性断裂情况下的最大允许裂纹长度 a_{ef}。它表明了由某种材料制成的具有某种几何形状的构件，在要求的最小剩余强度 σ_{sh-y}下允许的裂纹尺寸 a_c（以下将 a_{sy}、a_{ef}统称为 a_c）。从构件的初始裂纹长度扩展到最大允许裂纹长度的时间历程要满足设计寿命要求。

⑦绘制结构剩余强度曲线。影响剩余强度的因素很多，而且实际飞机结构的几何形状和载荷状态都很复杂。因此，剩余强度分析是一个复杂的迭代过程，有时要进行多次迭代才能得出所需的结果。对于复杂结构绘制剩余强度曲线和进行剩余强度分析的进一步讨论可参阅有关文献。

2.4.3　耐久性分析

2.4.3.1　概述

耐久性分析的主要目的是预测结构的经济寿命，判断其是否可以达到设计疲劳寿命要求，同时给出对应的结构经济修理方案（包括修理次数、修理时间、修理范围及修理工艺）。耐久性分析的准则通常是，指定寿命和可靠度对应的结构细节裂纹尺寸超过经济修理极限的数量（裂纹超越数或损伤度）小于允许损伤度。而允许损伤度则根据结构修理的经济性和安全性综合给出。

（1）耐久性分析方法

耐久性分析方法分为两大类。一类是基于断裂力学的方法，常用的有概率断裂力学方法和确定性裂纹扩展方法；另一类是基于疲劳的方法，常用的有疲劳裂纹萌生方法和改进的裂纹萌生方法。

①概率断裂力学方法（PFMA）是 20 世纪 80 年代发展起来的耐久性分析新技术，它以结构细节模拟试件耐久性试验所获得的 TTCI（结构细节在给定载荷谱下达到指定参考裂纹尺寸所经历的时间）数据集为基础，应用概率断裂力学原理，建立描述结构原始疲劳质量（IFQ）的通用当量初始缺陷尺寸（EIFS）分布，然后用适当的设计条件导出使用其裂纹扩展控制曲线（SCGMC），预测某一时刻裂纹尺寸超过某一规定值（如经济修理极限）的概率，进而给出损伤度随时间变化的函数关系，按照指定的损伤度要求（允许裂纹超越（百分）数和可靠度）预测结构的经济寿命。

这种方法是结构耐久性分析很有效和可靠的方法，但必须以至少三种应力水平下结构细节模拟件耐久性试验为应用前提，而且最好在试验中采用真实结构的详细设计飞－续－飞随机谱或实测飞－续－飞随机谱，因此，主要应用于详细设计阶段和寿命评定阶段。

②确定性裂纹增长方法（DCGA）是在损伤容限设计中较长裂纹的扩展寿命计算方法基础上发展而来。它以典型的假设初始缺陷尺寸、相对小裂纹扩展速率和裂纹扩展计算程序为基础。结构细节的 IFQ 用假设初始缺陷尺寸和对应的相对小裂纹扩展速率表示。它可以给出最严重应力区典型细节在 2 倍设计疲劳寿命时的裂纹尺寸，也可以给出各应力区最差的细节在 1 倍设计疲劳寿命时的裂纹尺寸，检验这些裂纹是否超过经济修理极限，即可判断所设计的结构能否达到耐久性的基本要求。但是，它不能综合各应力区损伤而给出结构损伤度随时间变化的函数。其应用的前提条件是有依据结构细节在一种基本的载荷谱下的模拟试件耐久性试验数据而得到的相对小裂纹扩展速率公式。

③裂纹萌生方法（CIA）是一种在传统的疲劳分析方法上发展起来的耐久性分析方法。它以结构细节裂纹萌生并达到经济修理极限对应的“裂纹萌生寿命”$p-S-N$ 曲线族和谱载下寿命估算的线性累积损伤理论为基础，结构细节群的 IFQ 由结构细节裂纹萌生 $p-S-N$ 曲线族表示，可以用于建立损伤度随时间变化的函数关系，并预测经济寿命。该方法的应用前提条件是有结构材料的常规疲劳试验数据和 1～2 组结构细节模拟件的恒幅交变载荷下的裂纹萌生寿命试验结果。由于不能计及谱载中载荷的顺序效应，主要用于初步设计阶段的耐久性分析。

应该说明的是，这里所指的“裂纹萌生”具有明确的含义，即结构出现的损害功能的疲劳裂纹尺寸达到指定的经济修理极限。

④改进的裂纹萌生方法（ICIA）以谱载下成组裂纹萌生寿命试验取代恒幅载荷下成组裂纹萌生寿命试验。在计算安全裂纹萌生寿命时，对数寿命标准差是取经国内外多年试验经验总结给出的 $\sigma_0=0.176\sim0.2$。改进的裂纹萌生方法以设计或实测载荷谱下结构细节模拟试件裂纹萌生寿命试验为依据，考虑了载荷顺序效应，提高了分析的精度和可靠性，可用于结构疲劳寿命评定。

（2）耐久性分析的技术准备

在进行结构耐久性分析时，需要进行以下技术准备。

①耐久性分析对象和范围的确定

由于结构损伤度评估和经济寿命的预测结果与耐久性分析的对象和范围有密切的关系，因此，在进行耐久性分析时，首先必须明确耐久性分析的对象和范围。

所谓耐久性分析的对象是指要分析的是结构的一个或几个关键件，一个或几个部件，还是整个结构。关键构件的耐久性分析是部件和整个结构耐久性分析的基础。在一个关键构件中又可能包含一种或几种结构细节。结构细节是指那些易于产生疲劳裂纹的部位，如紧固孔、圆角、耳片和其他几何不连续处。材料、几何形状、加工工艺相同或相近的细节属于同一种细节。耐久性分析重点考虑那些应力水平高、应力集中严重的细节。

耐久性分析的范围是指要分析的是某型号的一架飞机、一个机队，还是该型号整个机群。若一个关键构件中的一种细节数量较大，足以保证在划分应力区后各应力区的细节数不少于 30 时，可以取一个构件的该细节组成细节群，作为耐久性分析的范围。若一个关

键构件或一架飞机的该构件包含的一种细节数量较小，划分应力区后主要应力区的细节数远小于 30，可以取一个机队或整个机群的该构件的相同细节构成细节群，作为耐久性分析的范围。

②细节群的应力区划分

一个细节群含有一定数量的细节，每个细节处的应力水平不同，在进行耐久性分析时，必须将全部细节划分为若干应力区。划分应力区的依据是构件的应力分析计算或应力实测所给出的各细节处的名义应力。

划分应力区的原则是将应力大致相同的细节划入同一应力区。对于应力水平较高的应力区，要求同一应力区内各细节的应力相差较小，通常不超过 5%。而应力水平较低的应力区内，允许各细节的应力相差大一些。

划入同一应力区的细节视为具有相同的应力水平，其名义应力可以取所含各细节名义应力的平均值。在工程上为使耐久性分析结果偏于安全，通常取所含各细节名义应力的最大值。

③模拟试件的耐久性试验

针对耐久性分析对象所进行的模拟试件耐久性试验，是建立概率断裂力学分析方法所需通用 EIFS 分布或获取改进裂纹萌生分析方法所需 $p-S-N$ 曲线族所必需的。

试验所用试件必须真实模拟结构细节的原始制造状态，能通过试验机加载实现结构细节实载荷作用下细节处的受力状态。

试验载荷谱应尽可能采用实际结构的疲劳载荷谱（过载谱）和应力分析结果构成的结构细节应力谱。定型机种的耐久性评定应采用实测随机谱，新机设计阶段的耐久性评定则采用设计随机谱。为了获得断口（a，t）数据集，试件断口上必须有可判读的疲劳条带，因此随机谱中应加标识载荷。标识载荷的具体构成应在耐久性正式试验前通过摸索确定。含标识载荷的耐久性试验谱与结构疲劳载荷谱损伤的一致性应通过试验加以验证。

为建立通用 EIFS 分布，应进行若干级应力水平下的模拟件耐久性试验，一般采用高、中、低三种应力水平。中等应力水平下的中值裂纹萌生寿命（$a=0.8\sim1$mm 对应的 TTCI)约等于 2 倍设计疲劳寿命，高等应力水平不高于中等应力水平的 1.15 倍，低等应力水平不低于中等应力水平的 0.9 倍。

由于 EIFS 分布从理论上讲与环境条件无关，因此试验通常在室温大气环境下进行，加载频率一般在 6Hz 左右，试验一般做到断裂。试验结束后对每个试件进行断口判读，获取建立 EIFS 分布所需相对小裂纹尺寸范围（如 0.4～1.2mm）内的（a，t）数据。

2.4.3.2　通用 EIFS 的建立

合理地表示并确定结构细节群的原始疲劳质量（IFQ）是对结构进行耐久性分析、评估损伤度、预测经济寿命的基础和重要前提。结构细节的 IFQ 通常用裂纹萌生时间(TTCI)和当量初始缺陷尺寸（EIFS）表示。TTCI 是在给定应力谱下达到指定参考裂纹尺寸所经历的时间（寿命），通常用随机变量 TTCI 表示，称为 TTCI 分布，由于结构细节群的 TTCI 分布与应力谱和参考裂纹尺寸有关，因此，它只具有相对性。将细节原始制造状态的不同当量为不同大小的初始缺陷，而用当量初始缺陷尺寸（EIFS）作为细节 IFQ 的定量描述，EIFS 也是一个随机变量，称为 EIFS 分布。所谓通用 EIFS 分布是指只依

于材料与制造/装配过程的 EIFS 分布，它在理论上应该与设计变量（如载荷谱、应力水平、传递载荷比、环境）无关。

（1）建立通用 EIFS 分布的步骤

①建立 EIFS 分布的基础是结构细节模拟试件的耐久性试验。通常要有不少于三种不同应力水平下的成组试验。通过试验后试件断口的判读，可以获得建立 EIFS 分布所需的（a，t）数据集，a 是相对小裂纹的特征尺寸，而 t 为寿命（飞行小时）。

②指定参考裂纹尺寸 a_r，可以确定各应力水平下各试件对应 a_r 的 t 数据。

③选定 TTCI 分布模型，由一种应力水平下所有试件的 TTCI 值构成样本，可以估计对应的 TTCI 分布参数。依据 EIFS 与 TTCI 之间的函数关系，综合考虑几种应力水平下的 TTCI 分布，即可建立通用 EIFS 分布，并确定分布参数，这种方法称为“TTCI 反推法”。或者由所有应力水平下各试件对应 a_r 的 t 值反推出 EIFS 值，构成 EIFS 分布的样本。根据选定的 TTCI 分布模型所对应的 EIFS 分布函数，直接估计通用 EIFS 分布参数，这种方法称为“EIFS 拟合法”。本文介绍建立 EIFS 分布的 TTCI 反推法的三参数 Weibull 模型。

④a_r 不同，会得到不同的通用 EIFS 分布参数，因此，应变动 a_r，选择适当的优化准则，对通用 EIFS 分布参数进行优化。

（2）EIFS 控制曲线

①适用于相对小裂纹范围的裂纹扩展方程

耐久性分析所研究的主要范围是结构细节由微小的初始缺陷扩展至一个相对而言仍然较小的宏观裂纹尺寸（对紧固孔而言以 0.4～1.2mm 为宜）所经历的过程。这一尺寸的裂纹可能不会立即引起结构的安全问题，但对飞机的使用功能、结构的维修要求及寿命周期的费用等有影响。参考裂纹尺寸 a_r 是一个选定的、便于观测的裂纹尺寸，通常在相对小裂纹扩展的范围内取值。

裂纹扩展方程采用类似于断裂力学中描述裂纹扩展速率的 Paris 公式的形式为：

$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}t} = Q[a(t)]^b \tag{2-35}$$

式中：Q 和 b 为与材料特性、载荷谱、结构细节类型等相关的参数。当载荷谱的形式确定时，常假定指数 b 与应力水平无关。

Q 和 b 值由 TTCI 试验所得的一组 n 个试件的 m 对（a_j，t_j）($j=1, \cdots, m$) 数据经处理得到。t_j 为一组试件达到相同的裂纹尺寸 a_j 时所对应的裂纹扩展寿命 t_{ji}（$i=1, \cdots, n$）的平均值。数据处理的一般过程为：采用割线法、修正的割线法或递增多项式局部拟合法，由（a_j，t_j）数据确定出 $\left(\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}t}\right)_j$ 值；对式（2-35）两边取对数，采用最小二乘法，由 $\left[\lg a_j, \lg\left(\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}t}\right)_j\right]$ 确定出参数 Q 和 b。数据处理后所得 b 值如果小于 1，则取 $b=1$。在 $b=1$ 情况下 Q 值也可用直接拟合法得到：

$$Q = \frac{m\sum_{j=1}^{m} t_j \ln a_j - \sum_{j=1}^{m} \ln a_j \sum_{j=1}^{m} t_j}{m\sum_{j=1}^{m} t_j^2 - \left(\sum_{j=1}^{m} t_j\right)^2} \tag{2-36}$$

kN　kN

②EIFS 控制曲线

a. 裂纹尺寸与时间的一般关系

$b=1$ 时

$$a(t_1) = a(t_2)\exp[-Q(t_2 - t_1)] \tag{2-37}$$

$b>1$ 时

$$a(t_1) = \{[a(t_2)]^{-c} + c\,Q(t_2 - t_1)\}^{-\frac{1}{c}} \tag{2-38}$$

式中：$a(t_1)$ 为裂纹萌生寿命为 t_1 时的裂纹尺寸；$a(t_2)$ 为裂纹萌生寿命为 t_2 时的裂纹尺寸；$c=b-1$。

b. EIFS 控制曲线

EIFS 控制曲线表征了每个结构细节的当量初始裂纹尺寸 x 与其裂纹萌生时间 t 值之间的关系。它是由 TTCI 分布建立 EIFS 分布的媒介。EIFS 控制曲线的方程可由结构细节的裂纹尺寸随时间变化的关系中，令 $t_1=0$，$t_2=T$，$a(t_2)=a(T)=a_r$，得到

$b=1$ 时

$$X = a(0) = a_r\exp(-QT) \tag{2-39}$$

$b>1$ 时

$$X = a(0) = (a_r^{-c} + c\,QT)^{-\frac{1}{c}} \tag{2-40}$$

c. EIFS 的上界 x_u

令 $T=\varepsilon$ 为 TTCI 的下界，则有：

$b=1$ 时

$$x_u = a_r\exp(-Q\varepsilon) \tag{2-41}$$

$$\varepsilon = \frac{1}{Q}\ln\frac{a_r}{x_u} \tag{2-42}$$

$b>1$ 时

$$x_u = (a_r^{-c} + c\,Q\varepsilon)^{-\frac{1}{c}} \tag{2-43}$$

$$\varepsilon = \frac{1}{cQ}(x_u^{-c} - a_r^{-c}) \qquad a_r \geqslant x_u \tag{2-44}$$

(3) TTCI 分布及参数估计

①TTCI 的分布特性

TTCI 用随机变量 T 表示，其分布特性需通过大样本试验加以验证，在本节中假定，在指定载荷谱及 a_r 的条件下，随机变量 T 服从三参数 Weibull 分布。用 t 表示 T 的取值，则其概率密度函数为：

$$f_T(t) = \frac{\alpha}{\beta}\left(\frac{t-\varepsilon}{\beta}\right)^{\alpha-1}\exp\left[-\left(\frac{t-\varepsilon}{\beta}\right)^{\alpha}\right] \qquad t \geqslant \varepsilon \tag{2-45}$$

累积分布函数为：

$$F_T(t) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{t-\varepsilon}{\beta}\right)^{\alpha}\right] \qquad t \geqslant \varepsilon \tag{2-46}$$

式中：α 为形状参数；β 为比例参数；ϵ 为 TTCI 的下界或最小参数。

②确定第 i 个数据集的裂纹扩展参数 Q_i

第 i 个数据集中第 k 个断口（$k=1$，…，L）的裂纹扩展速率参数 Q_{ik}，可由断口（a_{ik}，t_{ik}）数据用式（2-36）得到。各断口的 Q_{ik} 值各不相同，只能用于确定该断口的裂纹扩展规律，不能描述给定应力水平下的裂纹扩展规律。为了由 TTCI 分布反推出 EIFS 分布，需要确定描述 n 个数据集的裂纹扩展参数 Q_i。其步骤为：

a. 采用适当外推或插值的方法，确定与所选取的不同参考裂纹尺寸 $(a_r)_j$ 相对应的 $(t_{ik})_j$ 值。

b. 确定第 i 个数据集的裂纹扩展参数 Q_i。Q_i 不能由任意一个断口的（a，t）数据单独得出，也不能由某一个断口的［$(a_r)_j$，$(t_{ik})_j$］数据来估计，作为一种可以接受的工程估计，可采用 $(a_r)_j$ 和数据集中与 $(a_r)_j$ 对应的 t 的平均值 $(t_i)_j$ 来估计 Q_i。

③x_u 的选取范围及选定 x_u 对应的 ϵ_i

指定 a_r 下，当量初始裂纹尺寸上界 x_u 的取值应当满足：

$b=1$ 时

$$a_r\exp(-Q_it_i)\leqslant x_u\leqslant a_r \tag{2-47}$$

$b>1$ 时

$$(a_r^{-c}+cQ_it_i)^{-\frac{1}{c}}\leqslant x_u\leqslant a_r \tag{2-48}$$

同时，x_u 的取值还必须能为用户所接受。

适当地选定 a_r 和 x_u 后，可根据式（2-42）或式（2-44）确定第 i 个数据集的 TTCI 下界 ϵ_i：

$b=1$ 时

$$\epsilon_i=\frac{1}{Q_i}\ln\frac{a_r}{x_u} \tag{2-49}$$

$b>1$ 时

$$\epsilon_i=\frac{1}{cQ_i}(x_u^{-c}-a_r^{-c}) \tag{2-50}$$

式中：ϵ_i 值应大于或等于零，小于或等于第 i 个 TTCI 数据集中的最小值。

④α_i 和 β_i 的确定

a. 将在给定 a_r 下第 i 个数据集中 L 个断口的 t_{ik} 按从小到大的次序排列：$t_1<t_2<\cdots<t_L$，对应于 t_k 的 TTCI 累积分布概率 $F_T(t_k)$ 的均秩估计量为

$$F_T(t_k)=\frac{k}{L+1}\qquad(k=1,\cdots,L) \tag{2-51}$$

式中：k 为 t_{ik} 值重新排序后的序号；L 为第 i 个数据集的有效断口个数。

b. 第 i 个数据集的 TTCI 分布的形状参数 α_i 由最小二乘法得到，

$$\alpha_i=\frac{L\sum_{k=1}^{L}Y_kZ_k-\sum_{k=1}^{L}Y_k\sum_{k=1}^{L}Z_k}{L\sum_{k=1}^{L}Y_k^2-\left(\sum_{k=1}^{L}Y_k\right)^2} \tag{2-52}$$

其中，

$$Z_k = \ln \ln[1 - F_T(t_k)]^{-1} \tag{2-53}$$

$$Y_k = \ln(t_k - \varepsilon_i) \tag{2-54}$$

c. 第 i 个数据集的比例参数 β_i 由下式求得：

$$\beta_i = \exp \frac{\alpha_i \sum_{k=1}^{L} Y_k - \sum_{k=1}^{L} Z_k}{\alpha_i L} \tag{2-55}$$

（4）通用 EIFS 分布

①EIFS 分布特性

EIFS 是结构细节在使用前所包含的假想的初始缺陷尺寸，表征结构细节所包含的真实初始缺陷尺寸的当量影响，用随机变量 X 表示，其取值用 x 表示。在指定载荷谱应力水平（Q 和 b 已知）及 a_r 下，X 是 T 的函数，因此 EIFS 分布可由 TTCI 分布推出。EIFS 分布的概率密度函数为：

$b=1$ 时

$$f_X(x) = \frac{\alpha}{\beta x}\left[\frac{\ln\left(\frac{x_u}{x}\right)}{Q\beta}\right]^{\alpha-1} \exp\left[-\left[\frac{\ln\left(\frac{x_u}{x}\right)}{Q\beta}\right]^{\alpha}\right] \quad 0 < x < x_u \tag{2-56}$$

$b>1$ 时

$$f_X(x) = \frac{\alpha}{Q\beta^{c+1}}\left(\frac{x^{-c} - x_u^{-c}}{cQ\beta}\right)^{\alpha-1} \exp\left[-\left(\frac{x^{-c} - x_u^{-c}}{cQ\beta}\right)^{\alpha}\right] \quad 0 < x < x_u \tag{2-57}$$

EIFS 的累积分布函数为：

$b=1$ 时

$$F_X(x) = \exp\left[-\left[\frac{\ln\left(\frac{x_u}{x}\right)}{Q\beta}\right]^{\alpha}\right] \quad 0 < x < x_u \tag{2-58}$$

$b>1$ 时

$$F_X(x) = \exp\left[-\left(\frac{x^{-c} - x_u^{-c}}{cQ\beta}\right)^{\alpha}\right] \quad 0 < x < x_u \tag{2-59}$$

②建立通用 EIFS 分布的约束条件

a. 理论约束条件

式（2-58）或式（2-59）所给出的评估结构细节原始疲劳质量 EIFS 分布参数，由 TTCI 分布参数 α、β、ε 及疲劳裂纹扩展速率参数 Q、b 所确定。TTCI 分布参数和裂纹扩展速率参数与疲劳采样试验时所选取的应力水平有关，而结构或构件的原始疲劳质量应当只取决于材料和制造质量，与应力水平无关。因此，EIFS 分布参数成为与应力水平无关的通用 *EIFS* 分布参数的理论约束条件是：

$$\left.\begin{aligned} &x_{u1} = x_{u2} = \cdots = x_{un} \\ &b_1 = b_2 = \cdots = b_n \\ &Q_1\beta_1 = Q_2\beta_2 = \cdots = Q_n\beta_n \\ &\alpha_1 = \alpha_2 = \cdots = \alpha_n \end{aligned}\right\} \tag{2-60}$$

式中：x_{ui}、b_i、Q_i、β_i、σ_i（$i=1$，…，n）为 n 个数据集中第 i 个数据集，或第 i 种应力水平下所得到的参数。

b. 对 x_u、b、Q_i、β_i、σ_i 的基本要求

由于试验数据的分散性及试验量的有限性，上述通用 EIFS 分布的理论约束条件不可能精确满足。可以采用工程应用可接受的方法使之近似满足。

参数 x_u。x_u是当量初始裂纹尺寸 EIFS 的上界，即结构制造完毕后最严重的初始损伤的当量裂纹尺寸，x_u是不依赖于使用条件的、客观存在的通用参数。对不同的数据集选取相同的 x_u，就可使通用性条件式（2-60）中的第一式得到满足。

参数 b。b 是疲劳裂纹扩展速率关系式（2-35）中的指数，它与应力水平无关。当 $b=1$，取 $b_1=b_2=\cdots=b_n=1$；当 $b>1$，取 $b=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}b_i$，使式（2-60）中的第二式得到满足。

参数 $Q\beta$。Q 和 β 的取值与应力水平密切相关，但试验结果表明，Q 和 β 的乘积与应力水平无关，因此可取

$$Q\beta=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}Q_i\beta_i \tag{2-61}$$

参数 α。通用 EIFS 分布参数 α 的获得见下述方法。

③指定（a_r，x_u）下的通用 EIFS 分布参数 $Q\beta$ 与 α

$Q\beta$ 的值由式（2-61）确定，并定义为：

$$\hat{Q}_i=\frac{Q\beta}{\beta_i} \tag{2-62}$$

式中：$\hat{Q}_i$ 为第 i 个数据集的名义裂纹扩展参数。

将 TTCI 的累积分布函数式（2-46）无量纲化，以 $b=1$ 为例，构造如下不依赖于应力水平的随机变量：

$$W=\hat{Q}_i t_{ik}-\ln\left(\frac{a_r}{x_u}\right) \tag{2-63}$$

其分布函数为：

$$F_W(w)=1-\exp\left\{-\left[\frac{w-\ln\left(\frac{a_r}{x_u}\right)}{Q\beta}\right]^{\alpha}\right\} \tag{2-64}$$

式中：W 为随机变量，它是第 i 个数据集中第 k 个断口中与取定的 a_r相对应的无量纲值；w 为 W 的取值。

由于 α 和 $Q\beta$ 与应力水平无关，因此，不同数据集的 TTCI 数据可用 W 的形式统一组合。设第 i 个数据集包含的有效断口为L_i个，则 W 的值共有 $N=\sum L_i$ 个，将它们从小到大排序：$w_1<w_2<\cdots<w_N$，求出对应于 $w_j(j=1,\cdots,N)$ 的累积分布概率 $F_W(w)$ 的均秩估计量为：

$$F_W(w_j)=\frac{j}{N+1}\quad(j=1,\cdots,N) \tag{2-65}$$

将式（2-64）两边取两次对数，得：

$$Z=\alpha X-\alpha\ln(Q\beta) \tag{2-66}$$

其中，

$$\left.\begin{aligned} Z &= \ln\{-\ln[1-F_W(w)]\} \\ X &= \ln W = \ln\left[\hat{Q}_i T_{ik} - \ln\left(\frac{a_r}{x_u}\right)\right] \end{aligned}\right\} \tag{2-67}$$

在选定 a_r和 x_u值下，由断口反推获得的 t_{ik}及 $\hat{Q}_i$ 值计算出 w，根据式（2-64）估算出 f_W（w）值，由最小二乘拟合得到：

$$\alpha = \frac{\sum Z}{\sum X - N\ln(Q\beta)} \tag{2-68}$$

④参数优化

改变（a_r，x_u）会得到不同的（α，$Q\beta$），为得到最佳的（x_u，α，$Q\beta$）值，需要进行参数优化，优化的准则是使综合各应力水平的统计量 W 的全部样本值所对应的累积分布函数理论值与试验值之间偏差的平方和（SSE）最小。

进行参数优化时，a_r在为建立裂纹扩展方程时所选定参考裂纹尺寸离散值中偏大的一半中取值，x_u的取值除满足式（2-47）或式（2-48）外，其最大值还不应大于经济修理极限 a_e。

偏差的平方和的求法如下：将 w_j代入式（2-64）计算 $F_W(w_j)$ 的理论值，由式(2-65)计算其试验值 $F_W'(w_j)$，则有：

$$\mathrm{SSE} = \sum_{j=1}^{n}[F_W(w_j) - F_W'(w_j)]^2 \tag{2-69}$$

改变（a_r，x_u），使 SSE 最小时所对应的（x_u，α，$Q\beta$）即为 EIFS 分布参数优化结果。

2.4.3.3　耐久性分析的概率断裂力学方法

（1）基本步骤

①确定进行耐久性分析的对象和范围，从而明确耐久性分析的结构细节群。

②对细节群进行应力区划分，每个应力区各细节处的名义应力可以合理地认为基本相同。

③建立各应力区的使用期裂纹扩展控制曲线（SCGMC）。

④确定各应力区的裂纹超越概率和裂纹超越数，在此基础上确定细节群和结构的裂纹超越数。

⑤定义用裂纹超越数（或百分数）和可靠度表示的结构损伤度，评估指定使用时间的结构损伤度，建立损伤度随使用时间变化曲线，选择允许损伤度，预测结构的经济寿命。

⑥如果修理前的经济寿命达不到指定的疲劳寿命要求，则需提出合理的经济修理方案，并进行修理后的损伤度评估和经济寿命预测。

⑦耐久性分析的结论应给出合理的结构修理大纲及对应结构的经济寿命，判断其是否可以达到要求的设计疲劳寿命。

（2）使用期裂纹扩展控制曲线（SCGMC）

使用期裂纹扩展控制曲线（SCGMC），就是给定应力区的当量初始缺陷尺寸 $y_{1i}(t)$ 随时间 t 变化的曲线。SCGMC 被用于确定当量初始缺陷尺寸 $y_{1i}(t)$，在给定应力区中，这一尺寸在达到使用时间 t 时将扩展到选定的参考裂纹尺寸 x_1。一旦 $y_{1i}(t)$ 被确定，即可由 EIFS 分布函数得到该应力区在时间 t 所对应的裂纹超越数概率 $p(i, t)$。

①SCGMC 的数学表达式

a. 使用期裂纹扩展方程

此处仅针对 $b=1$ 的情况。

$$\frac{\mathrm{d}a(t)}{\mathrm{d}t}=Q_i a(t) \tag{2-70}$$

b. SCGMC 的数学表达式

将式（2-70）积分，并令 $t=0$ 时 $a=y_{li}(t)$，$t=t$ 时 $a=x_1$，则得 SCGMC 数学表达式

$$y_{li}(t)=x_1\cdot\exp(-Q_i t) \tag{2-71}$$

c. 经济修理极限

上述选定的参考裂纹尺寸 x_1 实际上为细节的经济修理极限 a_e，它是细节可以经济地进行修理的指定裂纹尺寸。确定 a_e时，必须从修理后的细节尺寸增加量中扣除裂纹前缘塑性区的尺寸。

②确定 SCGMC 的方法

如果建立通用 EIFS 分布时所得到的两种以上应力水平下模拟件耐久性试验断口（a，t）数据集对确定 SCGMC 是有效的，可以采用断口数据集确定 SCGMC；如果断口数据集对确定 SCGMC 是无效的，则可采用裂纹扩展解析程序确定 SCGMC。

用断口数据集确定 SCGMC 的方法如下。

各应力区 SCGMC 对应的 Q_i值可由下式确定：

$$Q_i=\xi\cdot\sigma_i^{\gamma} \tag{2-72}$$

式中：σ_i 为使用载荷谱所对应的第 i 个应力区细节最大名义应力；ξ、γ 为曲线参数。

式（2-72）中的参数，应由建立 EIFS 分布时模拟试件耐久性试验的 m 种应力水平对应的$\sigma_i(j=1,\cdots,m)$ 与由断口数据处理而得的 $Q_j(j=1,\cdots,m)$ 来确定。

当 $m\geqslant 3$ 时，依据最小二乘法，有：

$$\gamma=\frac{\sum_{j=1}^{m}(\lg Q_j)(\lg\sigma_j)-\frac{1}{m}\left(\sum_{j=1}^{m}\lg Q_j\right)\left(\sum_{j=1}^{m}\lg\sigma_j\right)}{\sum_{j=1}^{m}(\lg\sigma_j)^2-\frac{1}{m}\left(\sum_{j=1}^{m}\lg\sigma_j\right)^2} \tag{2-73}$$

$$\xi=10^{\frac{1}{m}\left(\sum_{j=1}^{m}\lg Q_j-\gamma\sum_{j=1}^{m}\lg\sigma_j\right)}$$

当 $m=2$ 时，即 $j=\mathrm{I}$，II 时，有：

$$\gamma=\frac{\lg\left(\frac{Q_{\mathrm{I}}}{Q_{\mathrm{II}}}\right)}{\lg\left(\frac{\sigma_{\mathrm{I}}}{\sigma_{\mathrm{II}}}\right)} \tag{2-74}$$

$$\xi=\frac{Q_{\mathrm{I}}}{\sigma_{\mathrm{I}}^{\gamma}}=\frac{Q_{\mathrm{II}}}{\sigma_{\mathrm{II}}^{\gamma}}$$

（3）裂纹超越数

①各应力区的裂纹超越概率

指定应力区（i）中一个细节在指定时间 t 时裂纹尺寸超过经济修理极限a_e的概率，称为应力区在时间 t 时的裂纹超越概率，用 $p(i,t)$ 表示，显然它是时间的函数，其数学表

达式为：

$$p(i,t) = P\{a(t) > a_e\} = P\{X > y_{li}(t)\} = 1 - F_X[y_{li}(t)] \tag{2-75}$$

式中：F_X表示通用 EIFS 分布函数。

将 2.4.3.2 所确定的 $y_{li}(t)$ 代入式（2-75），即可求得 $p(i, t)$。

a. 三参数 Weibull 模型（b=1 情况）

$$p(i,t) = 1 - \exp\left\{-\left[\frac{\ln\left(\frac{x_u}{y_{li}(t)}\right)}{Q\beta}\right]^{\alpha}\right\} \quad 0 < y_{li}(t) < x_u \tag{2-76}$$

b. 双参数 Weibull 模型

$$p(i,t) = 1 - \exp\left\{-\left[\frac{\ln\left(\frac{a_e}{y_{li}(t)}\right)}{Q\beta}\right]^{\alpha}\right\} \quad 0 < y_{li}(t) < a_e \tag{2-77}$$

c. 对数正态模型

$$p(i,t) = \Phi\left[\frac{\ln\ln\left(\frac{a_e}{y_{li}(t)}\right) - \mu_z}{\sigma_z}\right] \quad 0 < y_{li}(t) < a_e \tag{2-78}$$

②各应力区的裂纹超越数

指定细节群给定应力区(的裂纹超越数，是指该应力区在指定时间 t 时裂纹尺寸超过 a_e 的细节数量，用 $N(i, t)$ 表示，它随使用时间而变化。指定时间 t 对应的 $N(i, t)$ 是一个离散型随机变量，若应力区（i）中包含的细节数为 N_i，在时间 t 时裂纹尺寸超过 a_e 的细节数 $\overline{N}(i, t)$ 服从参数为 N_i和 $p(i, t)$ 的二项式分布，其数学期望（平均裂纹超越数）$\overline{N}(i, t)$ 由下式给出：

$$\overline{N}(i,t) = N_i p(i,t) \tag{2-79}$$

而标准差为：

$$\sigma_N(i,t) = \{N_i p(i,t)[1 - p(i,t))]\}^{\frac{1}{2}} \tag{2-80}$$

③结构细节群的裂纹超越数

结构的指定细节群包含若干个应力区（i=1，…，m），结构细节群中裂纹尺寸超过 a_e 的细节数量用 $L(t)$ 表示，它也随时间 t 而变化。指定时间 t 对应的 $L(t)$ 是一个随机变量，在每个应力区的细节数 $N \geqslant 30$ 时，$N(i, t)$ 对应的二项式分布依据中心极限定理趋近于数学期望为 $\overline{N}(i, t)$、方差为 $\sigma_N^2(i, t)$ 的正态分布。在此前提下，细节群的裂纹超越数

$$L(t) = \sum_{i=1}^{m} N(i,t) \tag{2-81}$$

它是一个正态变量，其数学期望（细节群的平均裂纹超越数 $\overline{L}(t)$）与标准差 $\sigma_L(t)$ 为：

$$\overline{L}(t) = \sum_{i=1}^{m} \overline{N}(i,t) \tag{2-82}$$

$$\sigma_L(t) = \left[\sum_{i=1}^{m} \sigma_N^2(i,t)\right]^{\frac{1}{2}} \tag{2-83}$$

(4) 损伤度评估与经济寿命预测

①损伤度评估

损伤度是结构在达到指定时间 t 时所产生的耐久性损伤的定量度量。它通常用结构细节群的裂纹超越数或裂纹超越百分数表示，裂纹超越百分数等于裂纹超越数除以细节总数。损伤度是时间 t 的函数。

损伤度的平均值为：

$$D_{\mathrm{m}}=\begin{cases}\overline{L}(t)\\ \dfrac{\overline{L}(t)}{N}\end{cases} \tag{2-84}$$

式中：$N=\sum_{i=1}^{m}N_i$ 为细节总数。

损伤度上界：

可靠度为 R 的裂纹超越数为：

$$L_{\mathrm{R}}(t)=\overline{L}(t)+u_{\mathrm{R}}\sigma_L(t) \tag{2-85}$$

式中：u_{R} 为标准正态分布上 R 分位点。损伤度上界则为：

$$D_{\mathrm{R}}=\begin{cases}L_{\mathrm{R}}(t)\\ \dfrac{L_{\mathrm{R}}(t)}{N}\end{cases} \tag{2-86}$$

②经济寿命预测

结构细节出现疲劳裂纹或其他损伤时允许通过经济修理保持其正常功能，直至修理已是不经济的或者经济修理已无法实施时，结构达到其经济寿命。结构经济寿命是其修理前经济寿命与各次修理后经济寿命的总和。结构经济寿命取决于经济修理极限和对损伤度的要求，这一要求通常用“许用裂纹超越（百分）数和可靠度”描述。构件的许用裂纹超越数依赖于危险性、可接近程度、可检性、修理能力、修理费用、战备状态、可接受的限制等因素。可靠度的选取主要取决于构件的安全性和对维持装备战备状态的重要性，对于直接关系到装备安全或关系到保持装备战备状态的重要耐久性关键件，通常取可靠度 $R=0.95$。

给定经济修理极限和损伤度要求所对应的经济寿命，可以从对应的损伤度曲线（表格）查出，或者直接从经济寿命预测程序算出。

2.4.3.4　耐久性分析的改进裂纹萌生方法

(1) 基本假设和基本步骤

基本假设：

①结构细节裂纹萌生 $p-S-N$ 曲线与材料总寿命 $p-S-N$ 曲线有相同的形状参数。

②裂纹萌生寿命服从对数正态分布或 Weibull 分布。

基本步骤：

①建立一种指定应力比下结构细节的裂纹萌生 $p-S-N$ 曲线族表达式。

②建立结构细节群各应力区的 $p(i,\ t)\ -t$ 曲线。

③结构损伤度评估。

④经济寿命预测。

(2) 结构细节裂纹萌生 $p-S-N$ 曲线族及曲线形状参数的确定

在用裂纹萌生方法对结构细节进行耐久性分析时，指定应力比 R^* 下结构细节 $p-S-N$ 曲线选用三参数表达式：

$$S = C_p\left(1+\frac{A_p}{N_p^{\alpha_p}}\right) \tag{2-87}$$

式中：N_p 为对应可靠度 p 的裂纹萌生寿命；C_p 为对应可靠度 p 的疲劳极限；A_p、α_p 为曲线相关参数。

因而，要构成结构细节谱载下的 $p-S-N$ 曲线族，必须先确定形状参数 A_p、α_p，继而确定反映谱载效应的参数 C_p。

按照裂纹萌生方法的基本假设，结构细节裂纹萌生 $p-S-N$ 曲线与材料总寿命 $S-N$ 曲线有相同的形状参数。对三参数表达式而言，A_p、α_p 可取为形状参数 A、α，它们可由材料的若干组 (S, N) 数据拟合得到，其中 N 为中值裂纹萌生寿命。

参数 C_p 的确定采用如下方法。

若在谱载下进行一组结构模拟件疲劳试验，试件总数为 n，在指定参考裂纹尺寸 a_e 时，可以得到一组裂纹萌生寿命值 N_j($j=1$, …, n)。假设裂纹萌生寿命服从对数正态分布，在指定存活率 p 时对应的安全裂纹萌生寿命为：

$$N_p = 10^{(\hat{\mu}+u_p\sigma)} \tag{2-88}$$

其中

$$\hat{\mu} = \frac{1}{n}\sum_{j=1}^{n}\lg N_j \tag{2-89}$$

式中：$\hat{\mu}$ 为对数中值寿命；u_p 为正态分布分位点；σ 为对数标准差。

σ 由下面两种方法确定：

①由试验裂纹萌生寿命并对其求对数（即 $\lg N_j(j=1, \cdots, n)$）所得的标准差估计值，作为实际标准差，此方法一般来说要求试验子样较大，即：

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n-1}\sum_{j=1}^{n}[\lg N_j - \hat{\mu}]^2} \tag{2-90}$$

②标准差 σ 取为常值，根据国内外飞机结构常用对数寿命标准差，取 σ 值为 0.176 或 0.2。

由此可得不同存活率 p 对应的安全裂纹萌生寿命值 N_p。利用 N_p 反推给定 p 对应的 $p-S-N$ 曲线三参数表达式的参数 C_p，进而构成 $p-S-N$ 曲线族。具体实施步骤为：

设一个基本谱块包含 m 级应力，第 $i(i=1, \cdots, m)$ 级应力循环 n_i 次，代表 H 个飞行小时。若第 i 级应力的应力比为 R_i，最大应力为 σ_i，则用等寿命曲线求得与应力水平 (σ_i, R_i) 寿命相同的应力比 R^* 所对应的 σ_i^*，等寿命曲线一般采用式 (2-5)。

$$\sigma_i^* = \frac{(1-R_i)\sigma_s\sigma_i}{\sigma_s(1-R^*)+\sigma_i(R^*-R_i)} \tag{2-91}$$

给定指定应力比 R^* 对应的 $p-S-N$ 曲线参数 C_p 的初始值 $(C_p)_0$，然后将 σ_i^* 代入该 $p-S-N$ 曲线，算出对应的裂纹萌生寿命 $(N_{p,i})_0$。

$$(N_{p,i})_0 = \left[\frac{A}{\frac{\sigma_i^*}{C_{p0}}-1}\right]^{\frac{1}{\alpha}} \tag{2-92}$$

采用采用线性累积损伤（Miner）理论估算寿命 $(N_p)_0$，它可用下式表示：

$$(N_p)_0 = \frac{H}{\sum_{i=1}^{m} \frac{n_i}{(N_{p,i})_0}} \tag{2-93}$$

不断调整 $(C_p)_0$的取值，重复上述过程，计算 $(N_p)_0$，直至 $(N_p)_0$ 与试验安全裂纹萌生寿命 N_p相等，此时的 $(C_p)_0$即为 N_p对应的 C_p。

有了 C_p，结合 A、α 就可以构成一系列 p 对应的谱载下的 $p-S-N$ 曲线族。由于 C_p 是由谱载下的疲劳试验结果确定的，因而 C_p反映了谱载对结构的作用效果。

（3）*各应力区（i）对应的 p（i，t）$-t$ 曲线的确定*

①应力区安全裂纹寿命 t_{pi}的确定

利用 $p-S-N$ 曲线族和各应力区(i) 对应的应力谱，由式（2-91）、式（2-92）和式(2-93)，求出各应力区不同可靠度 p_k对应的安全裂纹寿命 $(t_{pi})_k$($k=1$，…，K，k 为选取的存活率 p 的个数)，这样可以得到（p_k，$(t_{pi})_k$）数据组。

②应力区对应的 $p(i,\ t)$ 的确定

若存活率为 p，安全裂纹萌生寿命为 t，则意味着对应时间 t 时，应力区中细节裂纹尺寸未达到经济修理极限 a_e的概率为 p，则有细节裂纹尺寸超过 a_e的概率为：

$$P(i,t) = 1 - p \tag{2-94}$$

选取一系列裂纹萌生寿命值 t，利用本节第①步计算得到的（p_k，$(t_{pi})_k$）数据组，采用拉格朗日内插法，求出 t 对应的存活率值 p，为了提高计算精度，采用双对数坐标进行内插，即取：

$$\begin{aligned} x_k &= \lg(t_{pi})_k \\ y_k &= \lg(1 - p_k) \end{aligned} \tag{2-95}$$

就 $x=\lg t$ 在（x_k，y_k）内进行插值，可求得 y，因此：

$$p(i,t) = 10^{y} \tag{2-96}$$

由（t，$p(i,t)$）可得各应力区的裂纹超越概率随时间的变化规律 $p(i,\ t)$ $-t$ 曲线。

（4）*结构损伤度评估和经济寿命预测*

在获得细节群各应力区的裂纹超越概率与使用时间的关系曲线后，结构损伤度评估与经济寿命预测方法与 2.4.3.3（4）的介绍一致。

2.4.3.5　耐久性分析的确定性裂纹增长方法

（1）DCGA *的基本步骤*

①假设初始缺陷的形态和尺寸。

②依据已有的任意一种基本载荷谱下结构细节模拟试件耐久性试验数据，确定相对小裂纹当量扩展速率公式。

③选取裂纹扩展计算程序。

④求出最严重应力区典型细节达到 2 倍疲劳寿命期时的裂纹尺寸和各应力区“最差”细节达到 1 倍疲劳寿命期的裂纹尺寸。

⑤分析计算结果，判定所设计结构是否达到耐久性基本要求。

(2) 初始缺陷的假设

对于紧固孔细节而言，初始缺陷的形态假设为$\frac{1}{4}$圆弧形孔边单侧角裂纹。对于圆角、几何不连续处等细节，初始缺陷的形态假设为半椭圆形表面裂纹。

在设计初期，根据材料、工艺情况和经验，假设相应的初始缺陷尺寸。$\frac{1}{4}$圆弧形孔边单侧角裂纹初始缺陷的尺寸可以假设为0.125～0.25mm；半椭圆形表面裂纹初始缺陷的尺寸可以假设为宽度0.375～0.75mm，深度0.125～0.25mm。对于典型细节而言，通常可取较小值，对于“最差”细节而言，通常可取较大值。

如果有结构细节的通用EIFS分布可供参照，即建立通用EIFS分布时所用载荷谱型式，应力水平和钉传载荷比均和所分析结构的使用情况比较接近，那么，可以由通用EIFS分布参数确定初始缺陷尺寸。

①对典型细节而言，其初始缺陷尺寸a_0应为分布函数值为0.5对应的EIFS取值，对$b=1$的模型而言，有：

$$a_0 = x_u \exp[-Q\beta(-\ln 0.5)^{\frac{1}{\alpha}} \tag{2-97}$$

②对各应力区（i）的“最差”细节而言，其初始缺陷尺寸a_{0i}应为分布函数值为$\left[1-\left(\frac{1}{N_i}\right)\right]$所对应的EIFS取值，$N_i$为第$i$个应力区细节数，对$b=1$的模型而言，有：

$$a_{0i} = x_u \exp\left\{-Q\beta\left[-\ln\left(1-\frac{1}{N_i}\right)\right]^{\frac{1}{\alpha}}\right\} \tag{2-98}$$

初始缺陷尺寸的选取带有相当大的人为假设性质，难以表明不同结构IFQ的明显不同，但这一问题可在确定较小裂纹当量扩展速率时加以解决。因此，在实施DCGA时可以按照前述规定假设初始缺陷尺寸，而在确定相对小裂纹当量扩展速率时引入所假设的初始缺陷尺寸的影响，即假设不同的初始缺陷尺寸会对应着不同的裂纹当量扩展速率。

(3) 较小裂纹（当量）扩展速率公式

结构细节缺陷发展的全过程应分为两个阶段：一是已形成真实可检的主裂纹（简称长裂纹）扩展阶段，这一阶段中缺陷是真实可检的裂纹，结构损伤的发展可以用裂纹增长来描述；另一阶段则是由当量初始缺陷尺寸发展到真实可检主裂纹阶段（裂纹萌生阶段），这一阶段中，缺陷用当量裂纹表示，结构损伤的发展实质上主要是裂纹萌生的过程，人为地用当量裂纹的增长来描述。这两个阶段的概念有明显的不同，因此必须分别考虑。这就是裂纹扩展的两段论。耐久性分析中感兴趣的主要是裂纹萌生阶段，不能用长裂纹阶段的真实裂纹扩展速率公式描述裂纹萌生阶段的当量裂纹扩展速率。为了区分两段扩展，将裂纹萌生扩展速率称之为较小裂纹（当量）扩展速率。

两段扩展的分界带有人为的性质，严格说来，中间有一个过程，为工程应用方便，分界点取在耐久性分析中所采用的经济修理极限左右（例如0.6～1.2mm）。

较小裂纹（当量）扩展速率公式原则上可取损伤容限设计中所采用的长裂纹扩展速率公式中的任意一种，这里建议采用不考虑负载加速效应的Walker公式，即式（2-27）。

采用式（2-26）计算典型细节相对小裂纹（当量）扩展速率，其中系数C、M、n可采用以下方法确定：

①确定已知载荷谱下结构细节模拟试件 m 种应力水平对应于较小裂纹上限 a_u 的中值寿命 t_j（$j=1$，…，m），它取为指定应力水平下各试件对应于 a_u 的平均寿命值，即

$$t_j = \frac{1}{n_j}\sum_{k=1}^{n_j} t_{jk} \tag{2-99}$$

式中：n_j 为第 j 个应力水平下试件数；t_{jk} 为第 j 个应力水平下的第 k 个试件对应 a_u 的寿命。

②根据所选用的裂纹扩展解析程序，以 $\mathrm{SSE}=\sum_{j=1}^{m}(t_j-\hat{t}_j)^2$ 最小为优化条件对参数 C、M、n 进行优化，最终确定 C、M、n 值。$\hat{t}_j$ 为给定 C、M、n 情况下按照裂纹扩展解析程序由第 j 个应力水平下的已知载荷谱所计算的由假设的典型结构细节初始缺陷 a_0 到相对小裂纹上限 a_u 的寿命。

③为简化优化计算过程，可以依据常用金属材料长裂纹 $\frac{da}{dN}$ 公式的参数 M 值，人为指定相对小裂纹（当量）扩展速率公式中的 M 值（通常可取 $M=0.6$），只对 C、n 进行优化。

各应力区“最差”细节的较小裂纹扩展速率公式系数采用以下方法确定：

确定已知载荷谱下各应力区“最差”细节对应的 m 种应力水平下达到 a_u 的寿命 t_{ip}，

$$t_{ip} = \varepsilon_i + \beta_i[-\ln P_i]^{\frac{1}{\alpha_i}} \tag{2-100}$$

其中，

$$p_i = 1 - \frac{1}{N_i} \tag{2-101}$$

式中：N_i 为第 i 个应力区的细节数；α_i、β_i、ε_i 为第 i 个应力水平下 Weibull 变量 t_i 的分布参数。α_i、β_i、ε_i 由样本 t_{ik} 估计，方法如下：

$$p_{ik} = \frac{k}{N_i+1} \tag{2-102}$$

式中：k 为 t_{ik} 从小至大顺序排列的序号，而

$$y_{ik} = \ln(-\ln p_{ik}) \tag{2-103}$$

在 0～min（t_{ik}）范围内以给定步长选取若干个 ε_i^j 值，对每个 ε_i^j 值计算

$$x_{ik}^j = \ln(t_{ik}-\varepsilon_i^j) \tag{2-104}$$

由（x_{ik}^j，y_{ik}）（$k=1$，…，N_i）数据进行线性回归，得到回归线截距 a_i^j、斜率 b_i^j 及线性相关系数 r_i^j。r_i^j 最大时对应的 ε_i^j 即为优化的 ε_i，对应的 a_i^j、b_i^j 亦为优化的 a_i、b_i 值。在此基础上可得

$$\left.\begin{aligned}\alpha_i &= \frac{1}{b_i}\\ \beta_i &= \exp(a_i)\end{aligned}\right\} \tag{2-105}$$

各应力区的 C_i、n_i、M_i 值可参照上述方法优化而得，优化条件为 $\mathrm{SSE}=\sum(t_{ip}-\hat{t}_{ip})^2$ 最小，$\hat{t}_{ip}$ 为给定 C_i、n_i、M_i 情况下由已知载荷谱第 i 个应力水平按裂纹扩展解析程序所算出的由假设的“最差”细节初始缺陷尺寸 a_{0i} 到 a_{ui} 的寿命。

（4）裂纹扩展解析程序

建议采用广义 Willenborg 模型，参看 2.4.2.3。应用时可进行如下简化：

①取应力强度因子门槛值 $\Delta K_{th}=0$。

②超载截断比可取长裂纹对应的数值，对金属材料而言，通常取 2.4～2.8。

③略去负载加速效应影响，当 $R<0$ 时，取 $\Delta K=K_{max}$。

(5) DCGA 对应的结构损伤计算

① 将最严重应力区对应的使用应力谱、典型细节相对小裂纹（当量）扩展速率公式、假设的结构细节裂纹形态应力强度因子公式和假设的典型细节初始缺陷尺寸，输入裂纹扩展解析程序，计算出 2 倍设计疲劳寿命对应的裂纹尺寸。

②将各应力区对应的使用应力谱、最差细节相对小裂纹（当量）扩展速率公式、假设的结构细节裂纹形态应力强度因子公式和假设的最差细节初始缺陷尺寸，输入裂纹扩展解析程序，计算出 1 倍设计疲劳寿命对应的各应力区最大裂纹尺寸。

(6) DCGA 的分析结论

若 2.4.3.5 (5) 所算出的各裂纹尺寸结果均小于经济修理极限，则由 DCGA 所给出的耐久性分析结论是：所设计的结构耐久性达到设计要求；反之，若 2.4.3.5 (5) 所算出的裂纹尺寸中有的超过了经济修理极限，则由 DCGA 所进行的耐久性分析结论是：所设计的结构耐久性可能达不到设计要求，需要进行设计上的修改或工艺上的改进。

2.4.3.6 整机结构的疲劳寿命评定

整体结构的耐久性评定是建立在整机全部耐久性关键件耐久性分析基础上的。它以型号装备群（飞机数量）为对象，分别对结构各个关键件进行耐久性评定，规定允许损伤度（裂纹超越数及对应的可靠度），在允许修理次数内，通过修理方案的优化和修理前后的经济寿命预测，给出关键件经济寿命能否达到设计使用总寿命要求的结论及对应的修理方案（修理时间、修理范围和修理方法等）。然后结合整机系统的检修计划，综合协调各关键件的修理时间，制定出整体结构的修理方案（首翻期及翻修间隔），完成整机结构疲劳寿命评定。

2.5 部件及全机结构疲劳试验

2.5.1 试验要求

飞机结构的疲劳、损伤容限和耐久性试验是飞机设计研制过程考核和验证飞机结构的疲劳寿命、损伤容限特性、经济修理能力和可靠性的基础。一般来说，试验可分为两大类：一类是设计研制试验；一类是全尺寸结构验证试验。设计研制试验的目的是提供结构设计、分析所需疲劳、损伤容限和耐久性特性的早期评估和基础数据。全尺寸结构验证试验的目的是验证机体结构是否满足强度规范和设计目标寿命要求，暴露疲劳关键危险部位，确定机体结构设计的合理性和所需更改内容，为生产定型飞机、部队结构维修计划和单机使用跟踪大纲的编制提供依据。

全尺寸结构疲劳试验是一项技术复杂、成本高和风险大的试验。试验应在指定的疲劳

试验飞机上进行。试验应持续进行到影响飞行安全的主要承力结构发生疲劳破坏，或者试验到能验证所预期的试验寿命。为了使主要结构件能达到预期的安全疲劳寿命，对试验件所做的更改、更换、加强和修整，应与生产中的和交付使用的飞机所采取的措施一致。

2.5.2　试验方案的确定

全尺寸结构试验可以采用部件或部段试验方案，也可以采用全机试验方案。这两种方案各有其优缺点，方案的选择取决于试验内容、试件和试验夹具的生产价格、试验设备能力、进度要求和试验技术水平等多种因素，应根据具体情况选择确定。

2.5.2.1　部件或部段试验方案

部件或部段试验方案的优点是试验规模较小，加载点少，所需试验设备简单，试验实施、检查、试件修理都方便，并能较好地施加部件载荷谱，便于考核其特有的严重情况；还可同时安排几个部件试验，缩短试验周期。缺点是需要提供过渡段或专门设计一段过渡结构，以保证试验段载荷的真实传递。当然，也可以专门设计能模拟过渡段刚度的夹具代替过渡段，这种夹具的设计比较复杂，造价高。

这种方案大多用于大型飞机的全尺寸试验。通常是把机身机翼的组合体作为主体试验项目，而把平尾、襟翼、起落架等部件分离出来，单独进行试验。

2.5.2.2　全机试验方案

全机试验方案的最大优点是载荷传递真实，试件只需一架飞机，不需专门生产过渡段，也不需要生产专用支持夹具；缺点是试验规模大，需要较先进的多点协调加载设备。在试验中进行分解检查、修理等也都不方便。特别是当试件某一部位提前发生不可修复性破坏时，会使整个试验停顿，其他未破坏结构不能得到充分的验证。另外，各部件受载历程的严重状态不一定都能考核到。

近年来，军用飞机全尺寸结构试验多采用准全机试验方案，就是以一架整机分阶段进行试验，先在全机悬浮状态下考核机翼及前、中机身结构，之后在同一结构上补充进行尾翼、后机身和起落架试验。这样做的优点是显而易见的，先决条件是应有充分证据证明第一阶段试验结束后，试件仍能经受住第二阶段的试验。

2.5.3　试验载荷谱的编制与实施处理

全尺寸疲劳试验结果的好坏，能否给出可靠的试验寿命，其中试验载荷谱的编制是一个关键。这就要求试验载荷谱的编制能够模拟真实飞行中的载荷历程，真实反映飞行载荷情况和飞机使用条件。也就是说，试验载荷谱的谱型排列要合理，载荷情况的选取要有代表性，高载截取和低载截除要恰当。

随着试验技术的发展和计算机技术在试验控制中的广泛应用，疲劳试验载荷谱已能实现较好模拟真实载荷历程的飞－续－飞随机谱。但是，由于疲劳试验是一个连续的加载过程，要用一套杠杆系统实施多个载荷情况的载荷，就必须采用分块施加载荷的方法，利用改变各块载荷的大小，调整总载荷和压心来保证各载荷情况的施加。显然，分块愈小，所

需加载点愈多，载荷模拟愈真实。但受试验设备和作动筒布置等条件的限制，一般来说试验能提供的加载作动筒较少，这就需要对加载方案进行优化设计，合理地确定载荷分块方案。载荷分块需考虑的因素有：

①机翼上活动部分，如襟翼、副翼的载荷不应分到固定部分上去。

②分到各块上的载荷相差不太悬殊。

③各种载荷情况在各块范围内载荷压心变化不应太大。

④所分各块的结构适于加载实施。

⑤各块在各自的载荷作用下变形无很大变化。

当加载分块方案确定后，可根据计算得到各载荷情况的压心分布，选择一种代表情况作为杠杆设计情况。有两种选择方法：一种是选择损伤比重较大或总压心有代表性的情况作为代表情况，这种方法的优点是被选定的那种情况载荷分布比较真实，但对其他载荷情况的总压心和各块载荷分布可能与真实情况相差甚远，为了保证其他各种载荷情况的总压心不变，就要调整各块上的载荷，致使局部载荷分布改变较大；另一种方法是根据各块载荷情况压心位置选取各块的代表载荷情况，各块的杠杆即按所选情况设计。这样做的优点是，全部载荷情况局部改动不大，缺点是没有一种载荷情况是按原始分布施加的，但总体来说比第一种方法要精确一些。

2.5.4 试验内容及程序

全尺寸结构疲劳试验一般应包括裂纹形成寿命试验，修理后的裂纹形成寿命试验，裂纹扩展寿命试验和剩余强度试验，以及试验后的拆毁检查。

裂纹形成寿命试验原则上在主要关键承力结构上出现裂纹时，或者达到试验目标寿命（设计疲劳寿命乘以分散系数）时终止；如果主要关键承力结构未坏，其他部位出现裂纹，则需对出现裂纹的部位进行经济修理后继续进行试验，直到主要关键承力结构上出现裂纹或达到试验目标寿命时终止裂纹形成寿命试验，转入裂纹扩展寿命试验。若裂纹形成寿命试验是以前一种形式终止，可直接转入裂纹扩展寿命试验；若以后一种形式终止，则应选择主要关键危险部位人工预制裂纹。裂纹扩展寿命试验原则上以裂纹达到安全裂纹长度时适时转入剩余强度试验，但也可在达到规范要求时停止；裂纹扩展寿命试验至少要达到半倍设计疲劳寿命。剩余强度试验应根据裂纹出现的部位和形式来确定载荷情况，试验载荷的大小应为规范所规定的损伤容限载荷。

2.6 疲劳定寿结论

寿命是飞机的主要技术指标，在一种飞机开始研制时，其寿命指标就会明确规定，称之为设计寿命。一般来说，飞机结构的疲劳寿命是以飞行次数或飞行小时数来描述的。飞机结构的疲劳定寿就是通过对飞机结构的每个关键件的关键危险部位采用疲劳和损伤容限分析方法进行寿命估算或疲劳强度评估，以评定所设计的结构能否达到设计疲劳寿命指标

的要求；然后再通过全尺寸结构疲劳试验加以验证和评定。最后，通过对分析和试验结果进行综合评定，给出飞机结构的疲劳寿命体系，包括首翻期、检修间隔、总寿命以及对应的检修大纲。

2.6.1　总寿命的确定

飞机结构的疲劳寿命主要依据全尺寸结构疲劳试验结果来确定。对于按安全寿命定寿原则评定的结构，应是裂纹形成寿命除以分散系数 L_f；对于按耐久性定寿原则评定的结构，应是裂纹形成寿命与允许的修理寿命总和除以分散系数 L_f。

关于疲劳寿命分散系数，大量的研究结果表明，飞机结构的疲劳寿命很好地服从对数正态分布或威布尔分布。对于战斗机，通常以疲劳寿命服从对数正态分布为基础，研究并建立了对应的疲劳寿命分散系数公式。目前国内外广泛采用的试验寿命分散系数大致有如下三种。

①
$$L_f=10^{-u_p\sigma_0} \tag{2-106}$$

该公式直接引用理论分散系数表达式，没有考虑试件数和置信度，通常偏安全地取 $\sigma_0=0.2$。当 $p=99.9\%$ 时，$L_f=4$。

②
$$L_f=10^{-u_p\sigma_0\sqrt{1+\frac{1}{n}}} \tag{2-107}$$

该公式仍未考虑置信度，但引入了试件数的影响；通常取 $\sigma_0=0.176$。当 $p=99.9\%$，$n=1$、2 时，对应的 $L_f=5.6$、4.4。

③
$$L_f=10^{\left(\frac{u_\gamma}{\sqrt{n}}-u_p\right)\sigma_p} \tag{2-108}$$

该公式综合考虑了置信度和试件数的影响，理论上严格；通常取 σ_0 为 0.176～0.2。

式中：p 为可靠度；γ 为置信度；u_p 为标准正态分布上 p 分位点；σ_0 为对数寿命标准差；n 为试件数；u_γ 为标准正态分布上 γ 分位点。

我国国军标规定，疲劳试验寿命分散系数一般取 6～4。

2.6.2　首翻期的确定

飞机结构的首翻期是指飞机结构首次需返厂大修的使用期限。通常根据全机所有疲劳关键件的分析结果和全尺寸结构疲劳试验结果进行综合评定，按国军标的有关规定来确定。对应的检修要求应体现在飞机结构检修大纲中。

2.6.3　检修间隔的确定

飞机结构的检查周期主要根据全尺寸结构损伤容限试验结果和关键件的损伤容限分析结果，以及不同结构类型的可检度进行综合评定，按国军标的有关规定来确定。修理间隔主要根据全尺寸结构耐久性试验结果和关键件的耐久性分析结果来决定。检查周期与修理间隔相协调，以确定最终的检修间隔。对应的检修要求应体现在飞机结构检修大纲中。

2.6.4 检修大纲的制定

在依据全尺寸结构疲劳、损伤容限试验结果，以及全机疲劳关键件的疲劳、损伤容限分析结果，确定了飞机结构的使用总寿命、首翻期和检修间隔后，还须确认经过试验验证的修理方法。最后给出检修大纲（包括首翻期以及检修内容、后续的检查周期、检查方法、检查部位、修理间隔、修理方法以及修理部位等）。这样才能保证飞机在疲劳寿命期内的安全。

参 考 文 献

[2-1] 刘文珽，郑旻仲，费斌军等著．概率断裂力学与概率损伤容限/耐久性．北京：北京航空航天大学出版社，1999

[2-2] 张福泽．飞机载荷谱编制的新方法研究．航空学报，1998，19（5）：518～524

[2-3] 国防科学技术工业委员会．GJB67.9—85 军用飞机强度和刚度规范 地面试验．1985

[2-4] 国防科学技术工业委员会．GJB776—89 军用飞机损伤容限要求．1989

[2-5] 高镇同著．疲劳应用统计学．北京：国防工业出版社，1986

[2-6] 国防科学技术工业委员会．GJB76.6—85 军用飞机强度和刚度规范 可靠性要求和疲劳载荷．1985

第 3 章　飞机结构的典型腐蚀（老化）类型与机理

3.1　金属材料结构腐蚀类型与机理

在服役环境下，所有的飞机结构金属材料在热力学上是不稳定的，有自发腐蚀的倾向，即从金属原子状态转变为离子状态。如果腐蚀反映的自由能的变化（ΔG）是负值，表明腐蚀的热力学过程是可能的，ΔG 的负值越小，金属的腐蚀倾向就越大，腐蚀过程就越容易进行。其结果是金属原子从金属点阵中转变为离子状态，即形成可溶的金属氧化物、氢氧化物或较复杂的络合物。金属材料与环境的长期作用会引起金属材料变质与破坏，进一步导致金属材料或由其组成的金属结构件的功能退化或失效。

腐蚀是一个非常复杂的问题，受环境条件的影响大，随机性大，腐蚀类型广泛，且众多的影响因素会产生耦合作用，腐蚀类型取决于材料的成分和组织、构件的形式以及所处的环境条件和受力状态等因素。飞机结构的腐蚀环境一般是潮湿环境，主要产生电化学腐蚀，它包括液膜下的电化学腐蚀和局部浸在电解质溶液内的电化学腐蚀。按照飞机金属结构材料的腐蚀形态可以划分为如下典型的腐蚀类型。

（1）均匀腐蚀

均匀腐蚀是最常见的一种腐蚀破坏类型，又称全面腐蚀，其特征是：化学反应或电化学反应在整个或绝大部分金属表面上均匀地进行，腐蚀的结果使金属构件厚度均匀变薄。

从军用飞机服役期间金属构件所发生的腐蚀情况来看，均匀腐蚀的危害性比其他腐蚀类型要小，腐蚀部位还比较容易发现，易于修理和采取必要的腐蚀控制措施。

（2）电偶腐蚀

在电解质溶液存在的前提下，两种不同电位的金属或金属与非金属导体电化连接所引起的腐蚀，又称接触腐蚀。这种腐蚀主要发生在两种不同金属或金属与非金属导体互相接触的边界附近。如果两种金属的接触面还存在缝隙，缝隙中又有电解液时，则腐蚀损伤程度更为严重。此时，构件受到了电偶腐蚀和缝隙腐蚀的联合作用。

形成电偶腐蚀要具备三个基本条件：一是有两种不同电位的金属（或金属与非金属导体）；二是存在有电解质溶液；三是两种金属连接或直接接触。该体系实质上是一个典型的腐蚀电池，由于腐蚀电位不相等有电偶电流流动，腐蚀电位较低的金属产生阳极化，导致溶解速度增加，称为接触腐蚀效应；而电位较高的金属产生阴极极化，导致溶解速度下降，即受到了阴极保护，称为阴极保护效应。两种效应同时存在、互为因果。

电偶腐蚀是飞机结构最常见的腐蚀破坏类型，带有钢紧固件的铝制连接件就属于典型的不同电位的双金属材料接触，当周围存在电解质溶液时，铝就会发生腐蚀损伤。

（3）缝隙腐蚀

处于腐蚀介质中的金属结构，由于金属与金属件或金属与非金属件之间形成缝隙，腐

蚀介质会进入并存留在缝隙内，金属发生腐蚀，随着腐蚀过程的发展，因滞留关系，氧只能以扩散方式向缝隙内传递，使缝隙内氧消耗后难以得到补充，氧还原反应很快便终止。而缝隙外的氧随时可以得到补充，氧还原反应会继续进行，缝隙内外宏观上就形成了氧浓差电池，从而会使缝隙内部腐蚀速度加快。

在飞机结构中，缝隙腐蚀常发生在连接垫片的底面、螺帽或铆钉头下的缝隙处及铆接结构的搭接缝处。不锈钢、铝合金、钛合金对缝隙腐蚀最为敏感，原因在于缝隙中可能存在着它们的去钝化条件。

（4）孔蚀

孔蚀又称为小孔腐蚀、点蚀或坑蚀。它是在拉应力或化学物质作用下，金属表面保护层遭到破坏，出现局部穿透，使金属直接暴露在腐蚀环境中，形成局部腐蚀小孔并向深度发展的一种腐蚀破坏形式，蚀孔深度一般等于或大于蚀孔的直径。

孔蚀是破坏性和隐患最大的腐蚀形式之一，在很多情况下都可能发生，如当金属表面的保护层或腐蚀产物覆盖层遭到局部破坏时，或金属表面形状设计不合理时。这种“蚀孔”一般都比较小，具有“深挖”的动力，向深处自动加速进行，且常被腐蚀产物所覆盖而不易被发现。一旦金属表面形成蚀坑，就会产生应力集中，成为腐蚀疲劳的裂纹源。在交变应力和腐蚀介质的共同作用下，裂纹扩展直至失稳断裂。此外，这种小孔的部位很难预测，蚀孔大小不定，有的多个蚀孔连成一片，也有个别蚀孔孤立存在。因此，孔蚀危害性极大，有可能导致飞机结构的突发性事故发生。

（5）晶间腐蚀

晶间腐蚀是沿着多晶体金属的晶粒边界发生的一种局部腐蚀。当腐蚀发生时，在晶界及其附近产生严重的腐蚀，而晶粒内部的腐蚀却很小。这种腐蚀会使晶粒间的结合力遭到破坏，从而使金属的强度和塑性大幅度降低。有时从金属表面看不出有什么破坏迹象，当对金属轻轻地敲击时，可以听到它已失去了清脆的金属声，甚至会出现金属碎块掉落。晶间腐蚀是最危险的腐蚀破坏形式之一，它常常造成结构过早地发生破坏，而且往往是突发性的破坏，造成各种严重的损失。

在通常的腐蚀条件下，钝化合金组织中的晶界活性不大，但当它具有晶间腐蚀的敏感性时，晶界的活性很大，即晶粒与晶界之间存在着一定的电位差，这主要是合金在受热不当时，组织发生改变而引起的。所以晶间腐蚀是一种由组织电化学不均匀性引起的局部腐蚀损伤。

产生晶间腐蚀的条件大致可归纳为三个方面：一是金属或合金中含有少量杂质，或者有第二相沿着晶界析出；二是金属的晶粒边界或第二相起着阳极的作用；三是要有腐蚀介质存在。

另外，剥蚀作为晶间腐蚀的一种特殊形式，它沿着在辊压、挤压和锻造过程中产生的顺长晶粒的方向发展。这种腐蚀引起剥落式剥离效应，即具有层状剥落的外观，并且可能由于局部腐蚀导致材料强度迅速损失。

许多金属，如铁基合金、镍基合金、铝合金及镁合金等，在一定条件下都会发生比较严重的晶间腐蚀。时效硬化的铝合金型材构件是飞机上主要的结构受力材料，但由于其中含有 Cu、Mg 等元素，使它的耐腐蚀性降低，尤其是热处理及成形加工不当时，更会产生

严重的晶间腐蚀倾向，甚至出现层状剥蚀外观。

（6）磨损腐蚀

磨损是指物体表面相对运动而导致相互作用的表面物质不断消失的现象，而磨损腐蚀则是磨损与腐蚀综合作用下材料发生的一种加速腐蚀破坏，它既不是单纯的磨损破坏，也不是单纯的腐蚀破坏，而是两者共同作用、相互促进，从而大大加速了材料的破坏进程。

根据两个相对运动物体的性质不同，磨损腐蚀可分为摩振腐蚀和冲蚀。

摩振腐蚀是指在大气环境中承载的两个相对运动着的固体接触表面之间由于振动和滑动所产生的腐蚀，这种腐蚀损伤会使金属表面产生麻点和沟纹，在麻点和沟纹的周围分布着腐蚀产物。如飞机结构中的轴衬套和轴的接触部位、紧固件连接起来的结合面等都会产生这种摩振腐蚀，它破坏了零件接触面所允许的公差，使配合松动，还会引起疲劳破坏。产生摩振腐蚀有三个基本条件：一是接触面必须承受载荷；二是两表面间必须存在振动或反复的相对运动；三是界面的载荷和相对运动必须足以使表面产生滑移或变形；四是有腐蚀介质参与作用。

冲蚀是在两个相对运动物体中的一个是流体的条件下所发生的磨损腐蚀。如超声速飞机在雨滴和含有微粒的空气中飞行，直升机在沙漠及陆地上起降时挥舞的旋翼桨叶表面等会形成冲蚀的痕迹。

（7）应力腐蚀开裂

应力腐蚀开裂是指金属材料在拉应力和特定腐蚀介质共同作用下引起的破坏，简称应力腐蚀（SCC）。应力腐蚀具有脆性断裂的外貌，它可以是裂纹扩展沿着晶界进行的晶间破裂，也可以是裂纹扩展贯穿晶粒内部进行的穿晶型破裂，裂纹的扩展方向与主拉应力方向垂直，同时还有若干小的分支裂纹在发展。

应力腐蚀强调的是拉应力与腐蚀介质共同作用的结果，应力和腐蚀介质的共同作用是引起腐蚀的条件，开裂则是腐蚀发展的结果。但应力和腐蚀介质的关系不是加和的关系，而是互相配合对腐蚀起促进的作用，两者缺一不可。换言之，没有应力的作用，单纯有腐蚀介质，或没有介质，单纯有应力作用，都不会导致材料的破裂。所谓特定的腐蚀介质是指能使某种材料对应力腐蚀较为敏感的介质，并不是所有介质对同一种材料都会产生应力腐蚀开裂。

造成结构材料产生应力腐蚀的应力是指作用在材料上的固定拉伸应力。这种应力的来源，可以是金属材料的冶炼制造过程或构件装配过程中的残余内应力，也可以是设备、构件在使用过程中所承受的各种应力。实践证明，只有拉应力才能引起应力腐蚀，而压应力（轧制、喷丸、锤敲等工艺对金属表面所施加的力）不但不会产生应力腐蚀，反而会减轻或阻止应力腐蚀的发生。一般情况下，当拉应力达到 70%～90%的屈服强度时，材料就可能产生应力腐蚀开裂，裂纹的形式既与合金的组织和组织结构有关，又与环境腐蚀介质的性质和应力的大小、方向有关。

（8）腐蚀疲劳

腐蚀疲劳是环境腐蚀介质和交变应力协同、交互作用下引起的材料或构件的疲劳破坏。它是飞机结构中最普遍、且危害性大的一种破坏形式，对飞机结构的使用寿命有着直接的影响。

腐蚀疲劳与应力腐蚀有相似之处，但是，它们也有许多不同之处。主要区别是应力腐蚀开裂有一个临界应力强度因子 $K_{I SCC}$，当应力强度因子 $K_I < K_{I SCC}$ 时，就不会发生应力腐蚀开裂。但腐蚀疲劳只要在腐蚀环境中有交变应力作用，断裂总是会迟早发生的。此外，应力腐蚀只有在特定的环境介质中才会发生，而腐蚀疲劳在任何腐蚀环境及交变应力联合作用下，都会出现腐蚀疲劳断裂现象，介质的腐蚀性越强，越容易产生腐蚀疲劳断裂。

目前，对腐蚀疲劳机理的研究，不如对应力腐蚀开裂机理研究广泛和深入，主要是应用力学一电化学模型解释腐蚀疲劳的理论过程。该理论认为，在容易出现孔蚀的介质中，金属表面首先出现蚀孔，在交变应力作用下，蚀孔处出现应力集中并诱发裂纹，裂纹尖端腐蚀破裂，加速破坏，从而使材料的疲劳性能显著降低。

(9) 氢损伤

氢损伤是指在某些介质中，因腐蚀或其他原因而产生的氢原子与金属间相互作用，氢原子渗入到金属内部，使金属材料变脆，在应力的作用下发生脆断而引起的破坏现象。氢损伤会降低金属构件的承载能力，严格来说，它不能算是一种独立的腐蚀破坏类型，往往是腐蚀介质作用而产生的。某些氢损伤形式与腐蚀有着密切的联系，如氢脆就是产生应力腐蚀的重要原因之一。

产生氢脆时，金属的韧性和抗疲劳强度会明显降低。构件在较低的静载作用下，经过一段的孕育期就会在内部产生裂纹，该裂纹在低应力下进行亚临界扩展，当达到临界裂纹长度时，突然发生脆性断裂，这就是所谓的延迟破坏。

产生氢损伤的氢可能是金属原有的，也可能是通过电镀、焊接、热处理、清洗以及腐蚀反应等各种过程中产生的。

(10) 丝状腐蚀

丝状腐蚀是一种螺旋状的腐蚀类型，其特征是在保护层下的金属基体上产生不可预料方向呈长丝状的腐蚀。通常可在紧固件附近或蒙皮边缘处发现。

(11) 微生物腐蚀

微生物腐蚀发生在整体燃油箱中，是由燃油中含有细菌和霉菌形成的代谢产物引起的金属腐蚀。

飞机金属结构的腐蚀往往是多种腐蚀类型共同表现的结果，彼此之间有一定的关系，通常的腐蚀都会增加应力腐蚀的敏感性，并将导致飞机结构腐蚀疲劳性能的降低。飞机结构的腐蚀实质上是结构元件在使用环境下，通过化学或电化学作用所发生的累积性化学损伤和破坏。其腐蚀的严重程度与服役年限密切相关，并伴随着使用年限的增加迅速加快。虽然飞机结构在设计和制造过程中均已采取了一定的防腐措施，但当飞机使用一定年限后，特别是在沿海、内陆湿热地区使用的飞机，其表面防护涂层逐渐变质老化，失去与金属基体的结合力而脱落，构件发生腐蚀。构件的局部位置一旦发生腐蚀，由于腐蚀产物的体积效应，腐蚀介质更易吸附，进入基体而难以排除，从而加快飞机构件腐蚀。

3.2　防护涂层的失效形式及机理分析

3.2.1　引言

防护涂层对飞机结构抵抗环境腐蚀有着举足轻重的作用。目前飞机结构中最广泛采用的防护涂层为有机类涂层（又称油漆），在服役期间由于受紫外线照射、湿热环境、盐雾、SO_2、低温疲劳等因素的综合作用，涂层会发生变色、粉化、龟裂、起泡、冲击强度以及其他力学性能下降等老化现象，进而导致涂层脱落，丧失防护功能。涂层老化的本质是一种化学反应，即从分子链弱键开始的化学反应（例如氧化反应）为起点并引起一系列复杂的反应，其结果是涂层材料分子结构发生变化以及相对分子质量下降或交联。这不仅会严重影响涂层的外观，而且还将导致涂层的防护功能失效，基体结构发生腐蚀，甚至会引起重大故障或事故发生。统计分析表明，飞机结构因腐蚀损伤所造成的失效或事故，主要是由涂层防腐功能失效引起的。在沿海和内陆湿热地区服役的主要机种都存在不同程度的涂层老化失效，以及由此引起的基体结构腐蚀问题，严重影响飞机的正常使用与合理维修。因此，弄清涂层的失效机理十分必要。本节将简要介绍防护涂层的失效过程和典型特征，并以我国军用飞机常用的聚氨酯和环氧树脂类涂层为例，介绍防护涂层的失效形式，并对其失效机理进行简要分析。

3.2.2　防护涂层的失效行为

（1）*防护涂层起泡的微观机理*

影响涂层防腐性能的因素很多，就参与涂层下金属基体腐蚀过程的腐蚀介质而言，决定涂层失效的三种重要的物质因素是水、氧气和离子。涂层的作用在于阻挡这三种因素的渗透，达到防腐效果。其防腐效果主要取决于三个方面：一是涂层中基料的耐腐蚀性能、颜料的防腐作用发挥的程度和涂层缺陷等；二是涂装工艺和涂装质量；三是使用环境及涂层的抗环境老化性能。

涂层老化失效是一个诸多因素影响的从量变到质变的复杂过程，基本过程大致为：当涂层同腐蚀介质接触后，首先是腐蚀介质中的水，然后是氧气和腐蚀性离子会通过涂层中的宏观缺陷和微观缺陷扩散到涂层/金属基体界面，形成非连续或连续的水相。此后，由于界面处水分子的介入，导致涂层湿附着力的持续降低，根据涂层湿附着力强弱不同，有可能发展为以下两种失效过程：一种是水在界面处的累积，会产生侧向压力，对于弱湿附着力体系，由于侧向压力大于湿附着力，则水相会向侧向发展而引起涂层脱落，导致涂层失效；另一种是对于强湿附着力体系或由于形成腐蚀产物，侧向压力小于水相侧向发展的阻力，使得水只能在原始位置积累，发生局部起泡，随着腐蚀的进行，为了保持电中性，阳离子不断向阴极区迁移，在阴极区生成腐蚀产物，导致湿附着力完全丧失，涂层脱落，

从而完全失效。但关于上述两种失效过程的一些细节，仍有许多不清楚的地方。

关于涂层起泡现象，曾提出涂层吸水体积膨胀导致起泡、涂层包含气体导致起泡、电渗透导致起泡，以及渗透压导致起泡等失效机理，但没有一个机理能圆满解释与涂层失效有关的各种现象。相比较而言，渗透压导致涂层起泡机理被普遍接受。能够产生渗透压的物质是涂层/金属基体界面处的污染物，它们无处不在，很难避免。这些污染物可以是残留的亲水性溶剂、磷化或喷砂处理后残留的盐、大气中的 SO_2 反应生成的 SO_4^{2-} 离子、油脂性物质等。半渗透性是产生渗透压的先决条件，而且提供半渗透性的膜必须具有足够的机械强度来抵抗渗透压力。无缺陷的涂层在不受外加电压的条件下，对于 Cl^-、SO_4^{2-} 等离子基本上是不透过的，而对水是可透过的。因此，可以满足半渗透的条件。而对于在涂层缺陷处发生的起泡，由于孔是物质传输的直接通道，孔隙的存在不利于形成渗透压，在孔隙处本不应发生起泡。但实际上，由于在孔隙处因腐蚀性介质容易达到金属基体表面而首先发生腐蚀，生成的腐蚀产物具有半渗透性，阻塞了孔隙通道，并具有足够的机械强度来抵抗渗透压，因而具备了发生起泡的条件。而对于尺寸较微孔大的划痕，生成的腐蚀产物体积较大而不紧密，具有半渗透性的可能性相对较小，所以在划痕处发生起泡的情况反而较少。

（2）涂层的湿附着力机理

涂层在干状态下的附着力是涂层非常重要的机械性能，而当涂层在有水渗透到涂层/金属基体界面处时的附着力，即为湿附着力。在服役环境条件下，湿附着力是最重要的性能，而且它所起的作用往往是决定性的。因为当涂层在完全丧失湿附着力的情况下，其他性能将变得毫无意义。越来越多的研究表明，涂层的湿附着力是决定涂层失效的重要因素之一。涂层的失效，往往是由于涂层与金属基体界面的附着力降低，甚至完全丧失，引起涂层的大面积剥落，从而最终导致涂层的失效。

关于附着机理，目前主要有吸附理论、扩散理论、静电理论、化学键合理论和机械键合理论。这些理论分别适用于不同的条件，而且在实际情况下，往往是几种机理在同时起作用。

（3）腐蚀性介质在涂层中的传输行为

决定涂层失效的三种重要物质因素是水、氧气和离子。涂层不同程度地阻挡这三个因素的渗透而发挥其防腐蚀的作用，良好的防护涂层必须具有较强的抗腐蚀性介质渗透的性能。对于水和氧气在涂层中的传输行为已有一定的研究，但关于腐蚀性离子在涂层中的传输还存在着许多问题。探测腐蚀性离子在涂层不同层面上的分布是研究腐蚀性离子在涂层中传输行为的关键，目前已采用的方法有电化学交流阻抗技术、放射性活性跟踪技术和电子探针显微分析技术等。通过探测腐蚀产物，如 Fe^{2+}，从基体经涂层向环境的传输过程及腐蚀性离子，如 Cl^-，向涂层的扩散过程，可以建立腐蚀性离子传输过程与涂层失效机理的内在联系。研究表明：涂层阴极剥离面积与阳离子的渗透量成线性关系，这种关系受电极电位的影响。在存在温度梯度时，温度梯度加速了腐蚀性介质的扩散速度，正向温度梯度会加速涂层的失效过程，而负向温度梯度则会减缓腐蚀速度。离子在涂层中的传输行为是影响金属基体腐蚀行为的重要因素，涂层中的极性基团对阴、阳离子在涂层中的传输产生重要的影响，Cl^- 在涂层中传输的难易程度往往决定着金属基体的腐蚀程度。

3.2.3　聚氨酯涂层的失效形式和机理分析

聚氨酯涂层具有较好的抗老化性能，是飞机结构中应用最多的涂层之一，主要用做面漆。其老化失效机理与其分子结构及引起老化的环境因素密切相关，对于其降解机理，各研究者得出的结论也不尽相同。温度、湿度、盐雾等因素对其老化有一定的影响，但当这些因素基本相同时，光辐射（主要是紫外线）往往起着决定性的作用。研究表明，聚氨酯涂层对光的敏感吸收波长通常在 209～400nm 范围，该波长正好位于紫外线范围。太阳光达到地面附近时，波长小于 300nm 的短紫外线基本上被大气层所吸收，其辐照强度很小，可以忽略不计。而服役期间绝大部分军用飞机 97%以上的时间在地面停放，因此，对聚氨酯涂层有显著影响的是波长在 300～400nm 范围的紫外光。聚氨酯涂层吸收紫外线后，聚合物中的分子键发生断裂或链交联，最终导致涂层物理性能破坏，同时降解生成的生色基团，引起涂层的颜色发生变化。目前关于聚氨酯类化合物的光降解机理的研究有如下一些新进展。

①Beachell 和 Chan 的研究结果表明，TDI 和乙二醇合成的聚氨酯分子中，含有氨基甲酸酯中氮原子呈 α-位的氢原子，光照射容易发生 Photo－Fries 重排反应，生成伯胺，进一步氧化成有色物质。

②Yamagata 等采用荧光谱、紫外光谱及顺磁共振谱（ESR）等方法的研究结果表明，紫外线照射初期阶段，通过亲电子机理使聚氨酯分子链断裂，此时强度降低，随后引起游离基型反应，导致交联，使材料变色。

③Gardette 和 Lemaire 研究激发光波长对光降解影响的结果表明，MDI 为基础的聚氨酯光降解经历了两个完全不同的历程，每个历程产生不同的产物。第一个历程，在波长小于 340nm 紫外线的作用下产生 Photo－Fries 重排反应；第二个历程，在波长超过 340nm 时由于氢过氧化物生成，引起聚合物断链，生成醌亚胺型有色物。根据聚氨酯分子结构的不同，光氧老化过程中生成不同结构的过氧化物，如 α-氢原子所在的次甲基（CH_2）位置的不同可生成 4 种氢过氧化物。聚氨酯涂层的主要光化学反应是聚集的游离基在紫外光作用下的进一步反应，最后导致分子链中的—C—O—键断裂。

④Brauman 等发现脂肪族二异氰酸酯（亚甲基双 4—环己基异氰酸酯）制成的聚氨酯的耐光性和耐变色性远比以 MDI 为基础的聚氨酯好，其原因可能是：芳香族聚氨酯的光分解主要是由于 N—C 和 C—O 键的断裂引起的，而脂肪族聚氨酯分子中含有与 N 原子呈 α-位的氢原子，这种结构类似于酰胺（amide），而 N—C 或 C—O 键的断裂是通过除去氢原子、形成氢过氧化物开始的，但是在脂肪族聚氨酯分子中，其 α-氢原子不够活泼，难以进行上述反应，故表现出较好的稳定性。

3.2.4　环氧树脂涂层的失效形式和机理分析

环氧树脂涂层具有优良的黏结、耐热、耐腐蚀介质性能，但耐候性和韧性较差，在飞机结构中主要用做底漆或内表面涂层。引起环氧树脂老化的主要因素是湿热和紫外线照

射，在它们的作用下，环氧树脂会不断地发生光氧化反应和热氧化反应，从而导致涂层防护性能降低，寿命缩短，最终导致防腐功能丧失。其老化机理可以归结为光降解和热降解机理。

太阳光中的紫外光部分（波长为300～400nm）可以引起环氧树脂涂层的光降解（或称氧化），使其分子链断裂，强度降低，引起游离基型反应，导致交联，使涂层变色。湿热环境下环氧树脂涂层也会发生热降解。热降解结果会引起涂层分子键破坏、孔隙增大、抗渗透性下降；同时还伴随着水解反应。水解后腐蚀产物的吸附、脱附或覆盖作用难以形成完整、致密的覆盖层，因而环境中的水分子、有害介质会渗入涂层，达到涂层/金属界面，形成微观腐蚀原电池，使基体结构发生腐蚀。一般来说，光降解和热降解是同时进行的，反应十分复杂，这就使得对其老化现象的研究变得更加复杂和困难。

服役环境对环氧树脂涂层老化的影响较大。大气暴晒试验结果表明：高温、高湿度以及高强度的紫外线辐射等是导致降解的主要因素。George、Sprouse和Sacher提出了关于热降解表面形成低分子物，这些低分子物可被水冲掉而加剧热降解反应的假设。对树脂及其组成的光氧化过程的研究在于测定其引发过程和氧化速度，便于找出抑制该反应的途径。长期户外暴晒试验结果还表明，水对环氧树脂涂层的破坏作用明显，当试样被雨淋或定期向试样喷水均可加剧其老化状态。当试样只是暴晒而不与水接触时老化有所缓和。

3.3 非金属材料结构的环境老化

3.3.1 非金属材料环境老化的定义

非金属材料在环境条件下随时间推移而产生的各种不可逆的化学变化和物理变化，从而引起非金属材料性能逐渐变坏，最后丧失使用价值，这种现象称为非金属材料的环境老化。

3.3.2 非金属材料分类

（1）复合材料

由两种或两种以上材料独立物理相通过复合工艺组合而成的新型材料称为复合材料。其中，连续相称为基体，分散相称为增强体。它既能保留原组分材料的主要特点，并通过复合效应，获得原组分材料所不具备的性能，也可以通过材料设计，使各组分的性能互相补充并彼此联系，从而获得新的优越性能。

按照基体材料的不同，复合材料可分为树脂基复合材料、金属基复合材料、塑料基复合材料和陶瓷基复合材料等。按照增强材料的不同，可分为玻璃纤维增强复合材料、碳纤维增强复合材料和硼纤维增强复合材料等。也可按结构特点等分类。分类方法较多。

（2）塑料

塑料是以合成树脂为基本原料，再加入一定量的增塑剂、填料、色料等添加剂后，在

一定条件下（如温度、压力等）塑制成形的材料。根据合成树脂性质的不同，塑料可分为热塑性塑料和热固性塑料两大类。

（3）橡胶

橡胶是一种重要的耐腐蚀高分子材料，与塑料的重要区别在于其在比较宽的温度范围内（－50～150℃）处于高弹态。它具有优良的伸缩性和积蓄能量的作用，常被用做弹性材料、密封材料、减振防振材料等。按照橡胶的来源，可将其分为天然橡胶（异戊二烯的高分子聚合物）和人工合成橡胶两大类。

（4）有机玻璃

俗称明胶玻璃，一般是指甲基丙烯酸甲酯的本体聚合物，为无色透明的板状材料。学名是聚甲基丙烯酸甲酯。聚合度为 2～3 万，平均分子量为 200 万左右，是热塑性塑料丙烯酸酯类的一种。

有机玻璃的特性是光学性能优越，常温下较好的机械性能，良好的耐气候性，良好的热塑加工性能，比重小，韧性好，耐热性差。

（5）硅酸盐玻璃及复合玻璃

硅酸盐玻璃是由熔体过冷而成固体状态的无定形物体。复合玻璃由几层厚度不同的硅酸盐玻璃（或与有机玻璃）胶合而成。

（6）蜂窝夹芯结构

蜂窝夹芯结构是由上下面板和蜂窝夹芯通过胶接而组成的一种结构形式。其面板可以是复合材料层合板，也可以是铝合金面板、钛合金面板等。

3.3.3　非金属材料环境老化的表现及原因

（1）高分子材料的大气老化

高分子材料（有机玻璃、橡胶）的大气老化受到许多环境因素的影响，最主要的因素是太阳光紫外线，在紫外线诱发下产生光氧化反应，发生分子链的降解、交联和断裂。

（2）有机玻璃的银纹

银纹是在有机玻璃表面或内部产生的极细微的开裂，它是有机玻璃部件的常见故障。由于开裂部位的内外折光指数不同，光照下发出银白色闪光条纹，故称银纹。它的出现不仅严重影响有机玻璃的光学性能，产生折光，降低透明度，而且还降低有机玻璃的机械强度。当有机玻璃内的拉伸应力比较大时，经过一段时间的存放或使用，往往会产生银纹。

有机玻璃产生银纹的原因，大致有以下几个因素：

①烯酸的影响。

②酒精和水分的影响。

③高温、高湿和暴晒的影响。

④有机玻璃上的裂纹或划伤。

⑤受较大负荷的作用或有机玻璃内有较大的残余应力和装配应力。

（3）复合材料结构的老化

目前飞机上使用较广泛的是树脂基复合材料。其老化包括多种因素：

①树脂基体的腐蚀。可分为物理腐蚀和化学腐蚀。物理腐蚀是指腐蚀介质经扩散或被吸收，进入基体内部，导致聚合物的性能发生改变；化学腐蚀是指腐蚀介质与树脂基体发生化学反应产生的变质现象。

②界面的腐蚀。当介质进入界面处时，使界面处的树脂溶胀，产生物理腐蚀；另一方面，腐蚀介质与界面物质也会发生化学反应，使黏结恶化。界面腐蚀常会产生树脂和纤维间的脱胶现象。

③雨蚀。飞机在雨中飞行，迎面会直接受到雨滴的撞击，使复合材料构件表面脱胶、碎裂、形成蚀坑，甚至破坏构件。

④电化学腐蚀。结构进水后，不同材料之间将发生原电池反应，引起整个结构的破坏。

（4）橡胶的老化

橡胶制品在储存或使用期间，往往表面产生龟裂或裂纹，有的变软，失去强度；有的变硬，失去弹性；这就是老化。橡胶的老化是一个十分复杂的化学反应过程，不同类型的生胶，不同的硫化体系，不同的使用条件和环境，经受的老化反应不尽相同，总体上可概括为两类不同性质的变化，即断链和交联。前者表现为橡胶主链或交链键的断裂，也称降解，导致橡胶变软发黏，强度下降，延伸率增大。后者表现为主链的进一步结构化，导致橡胶变硬发脆，弹性模量增大，延伸率下降。但不论是断链还是交联，橡胶老化的本质是组成橡胶分子中不饱和键的氧化。

橡胶老化的影响因素，主要有以下几个方面：

①空气中氧和臭氧直接参与橡胶的氧化反应。

②硫、盐等有害气体的影响。

③温度变化的影响。

④受力状态的影响。

3.3.4　故障实例及原因分析

（1）强×飞机有机玻璃银纹

1999年7月，某部一架强×飞机活动舱盖及侧风挡有机玻璃出现深度较浅、面积较小的银纹。8月9日，银纹面积占舱盖玻璃面积的65%左右，在玻璃内表面深度为0.1～0.5mm。9月29日，银纹面积已扩展到玻璃面积的98%，形成全面积银纹，部分已变成炸纹。

检查发现，舱盖玻璃左后部位内表面有一处灰色油漆，面积为21mm×15mm，舱盖加温管有明显的补涂油漆的痕迹。分析确认，产生银纹的原因是由于玻璃在使用中接触有机溶剂，在溶剂的影响和应力的作用下产生细微裂纹所致。有机溶剂与有机玻璃的接触，可能是溶剂的直接接触，也可能是高浓度的溶剂蒸气间接接触。

（2）歼×型飞机前风挡玻璃脱胶

1993年，某部连续发现多架歼×型飞机前风挡玻璃脱胶、出现裂纹现象。经分析认为，该部地处南方沿海地区，空气潮湿、盐分含量高，气候炎热。恶劣的环境条件，加速了玻璃的老化，加上应力的作用，形成了裂纹与脱胶。

（3）歼×飞机方向舵蜂窝结构掉块

1996年，某部歼×飞机飞行中方向舵蜂窝结构严重掉块，面积约0.36m×1.15m。经检查发现，夹芯的腐蚀程度逐层减弱。分析表明，蜂窝结构进水后，大气中的有害气体（如二氧化硫等）溶于蜂窝积水中，形成弱酸溶液；弱酸溶液与蜂窝芯子作用，发生原电池反应，随着时间的推移，最终导致蜂窝结构失效。

（4）歼×飞机软油箱渗油

1997年，某部歼×飞机检查中发现，软油箱有不同程度的“冒汗”和渗油现象。分析认为，歼×飞机软油箱属橡胶制品，且壁很薄，使用数年后，橡胶老化变硬、变脆，表面出现较多细密的裂纹，严重到一定程度，出现“冒汗”和渗油现象。

3.3.5　日常维护要点

（1）座舱盖的维护

飞机座舱盖采用了很多有机材料，除有机玻璃外，尚有密封腻子、保护胶、橡胶垫、胶布、涤纶带、丙烯酸胶等，这些材料在日光、温度、湿度和溶剂等的作用下，容易老化变质，降低或失去其原有的性能和作用。因此，必须采取各种防护手段来延缓和防止有机材料的老化及变质，要求做到：

①平时盖好座舱盖罩布，避免日光长时间直接照射座舱盖，并保持座舱盖罩布的清洁。

②在炎热、潮湿季节，要使用带绒球的座舱盖罩布，保持通风良好，避免座舱盖长时间受潮、受热。

③下雨后应揭开座舱盖罩布，并打开座舱进行通风。

④夏季战斗值班或飞机在起飞线等待飞行时，应将座舱盖稍许打开，使座舱通风，并注意盖上罩布。

⑤作喷射防冰液试验时，风挡玻璃应罩上专门的防护罩。

⑥不得用酒精或其他有机溶剂（如丙酮等）擦拭有机玻璃。应用脱脂棉或绒布蘸中性肥皂水进行擦拭，再用干的脱脂棉或绒布蘸清洁的温水擦拭干净。当有用肥皂水清洗不掉的污物时，可以用脱脂棉或绒布蘸70号航空汽油进行擦拭，然后用脱脂棉或绒布擦净。

（2）橡胶件的维护

①避免日光长时间直接照射橡胶件，并保持其清洁。

②避免橡胶件长时间受潮、受热，或在过低的温度下长期工作。

③不同种类的橡胶性质差距很大，维护中应注意区分。

（3）复合材料结构的维护

① 避免结构或构件长时间受潮、受热，潮湿季节应经常通风散潮。

② 下雨后应进行通风排水，对于因设计等原因造成的易积水部位，应加强检查，尽力排除积水。

③ 对密封情况进行定期检查，发现密封胶老化、龟裂、脱落或漏涂等现象时，应及时进行补涂，以防结构进水。

④ 要防止各种油料、酸等溶液洒在部件表面上，以免保护层破坏，产生腐蚀。

3.4　军用飞机结构常见的腐蚀形式

3.4.1　飞机结构连接部位的典型腐蚀形式

飞机结构连接部位（尤其是紧固件周围）由于存在间隙、应力水平较高而变形等因素，往往容易出现涂层开裂、鼓泡或脱落等现象，导致连接部位金属基体产生腐蚀，钢螺钉和钢铆钉周围腐蚀最为严重，典型腐蚀情况如图 3-1 所示。紧固件及连接孔有缝隙，通常又是两种不同的材料，存在明显的电位差，因此，同时存在电偶腐蚀和缝隙腐蚀。腐蚀产物吸水性较大，尘埃与潮气容易附着或凝聚在连接孔周围，形成严重的局部腐蚀环境，导致腐蚀不断发展。导致紧固件溶解，连接孔变大，连接松弛，甚至紧固件脱落。另外，随着缝隙的增大，还会导致环境中的腐蚀介质更容易渗入结构内部，引起内部结构的腐蚀。

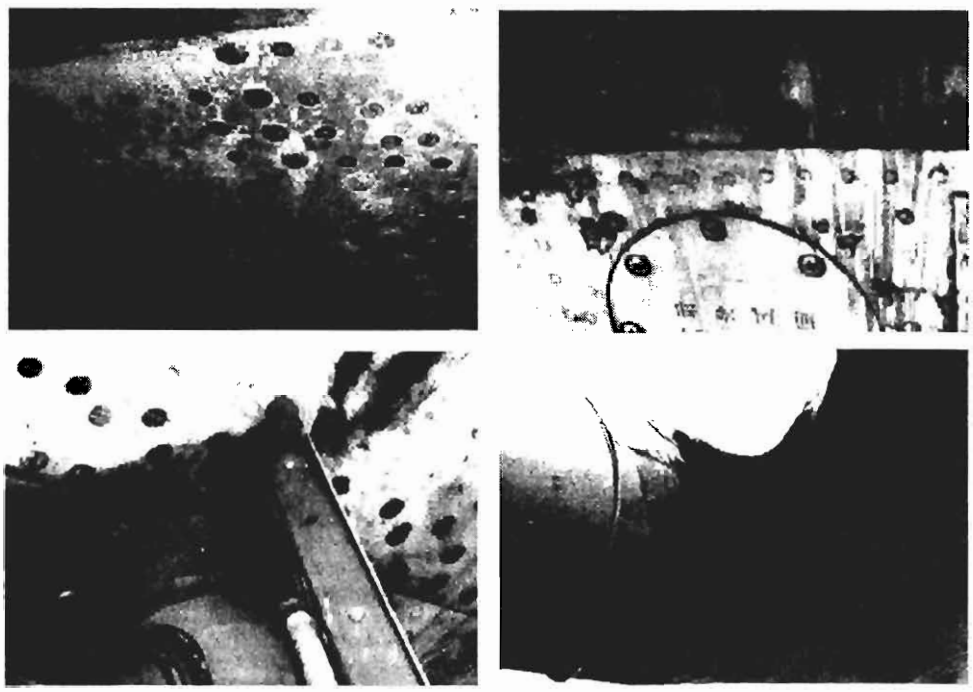

图 3-1　飞机结构连接部位的典型腐蚀形式

3.4.2　防护涂层老化失效的典型形式

目前一些主要机种在典型连接部位、受高温冲击或温度变化梯度较大、应力水平较高及容易受摩擦磨损等结构中，都存在不同程度的涂层褪色、粉化、龟裂、起泡、开裂和脱落等老化失效现象，如图 3-2 所示。

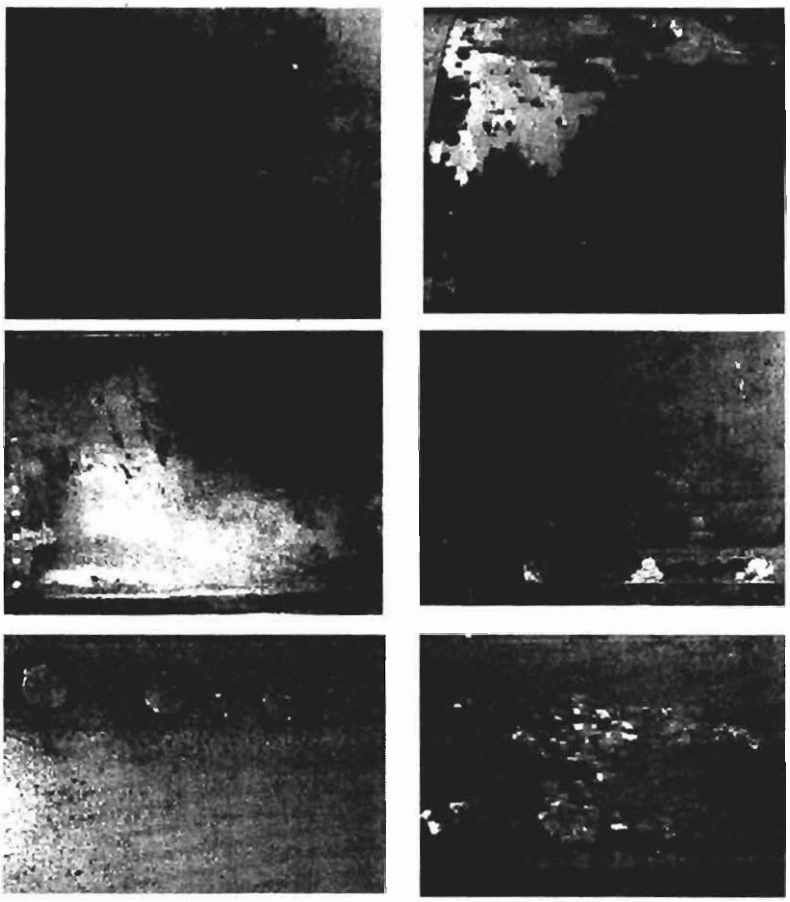

图 3-2　飞机防护涂层典型老化失效形式

3.4.3　铝合金结构的典型腐蚀形式

铝合金由于比强度高、比刚度高和在常规环境下良好的稳定性，而在现役飞机结构中获得了广泛应用，特别是在一些关键承力结构中大量使用。但是在含有氯化物、硫化物等有害介质的潮湿环境下，飞机铝合金结构（尤其是高强度铝合金结构，如 LC4、B95П、Ч. T2 和Д19）表现出很强的腐蚀敏感性。与其他材料的结构相比，铝合金结构的腐蚀情况更为突出。迄今为止，我军飞机的重大腐蚀故障主要发生在铝合金结构中。就结构部位而言，腐蚀主要集中在一些半封闭式或密封较差的结构部位，这些部位容易形成干、湿交替的腐蚀条件。由于含氯离子和硫化物等腐蚀介质的潮湿空气比较容易进入到这些结构内部，往往因不通风或排水不畅，水或潮气等腐蚀介质会长时间滞留，局部环境的腐蚀性比外界大气环境更加恶劣。现役飞机铝合金结构的主要腐蚀形式为孔蚀和剥落腐蚀。孔蚀发生在腐蚀初始阶段，其宏观特征呈针状小孔，在蚀孔周围有少量白色粉末状腐蚀产物。由于孔蚀的发展过程是一种自催化加速的过程，具有“隧道效应”，在金属基体内部会转变为晶间腐蚀，导致树叶状分层。当腐蚀发展到一定程度后，在宏观上表现为鼓包、分层，呈现出明显的剥落腐蚀特征，

并伴随有大量粉末状腐蚀产物。典型腐蚀情况如图 3-3、图 3-4 所示。

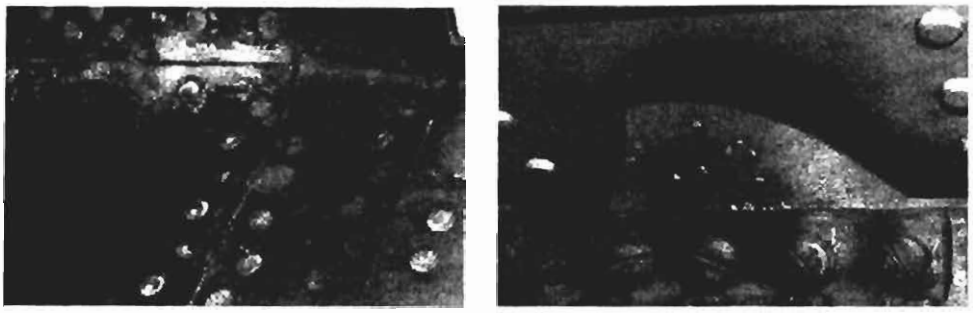

图 3-3　铝合金结构点蚀

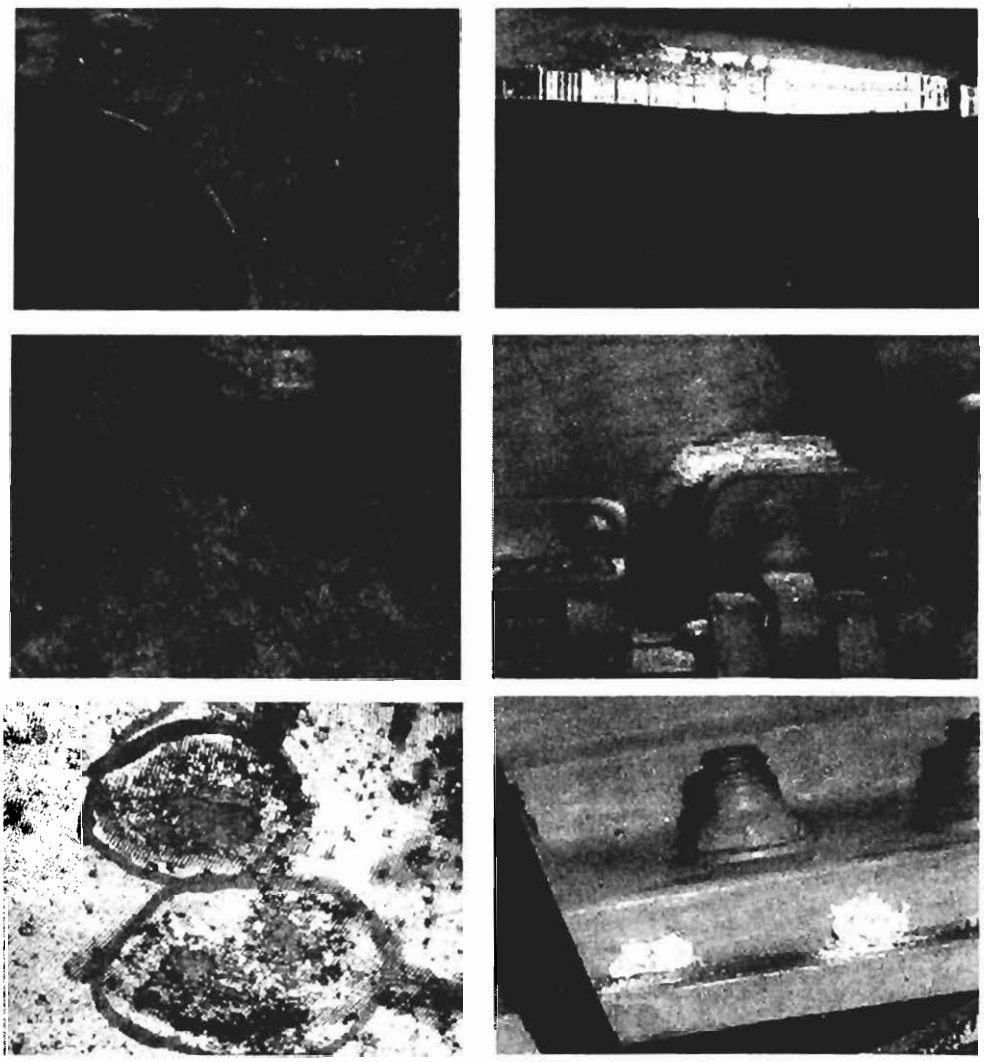

图 3-4　铝合金结构剥落腐蚀

3.4.4　腐蚀疲劳及应力腐蚀

由于我军飞机的服役环境比较严酷，不可避免地会存在腐蚀疲劳及应力腐蚀问题。×型战斗机外翼前梁与中央翼连接交点出现的严重支架裂纹故障（见图 3-5），就是腐蚀环境和疲劳共同作用的结果。×型运输机起落架的传力螺栓和承力支柱在大修和特检时多次发现应力腐蚀和腐蚀疲劳等故障，如图 3-6 所示。

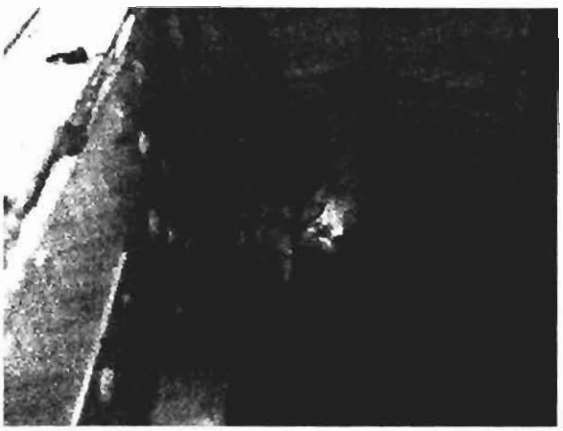

图 3-5　×型战斗机外翼前梁与中央翼连接支架腐蚀疲劳裂纹

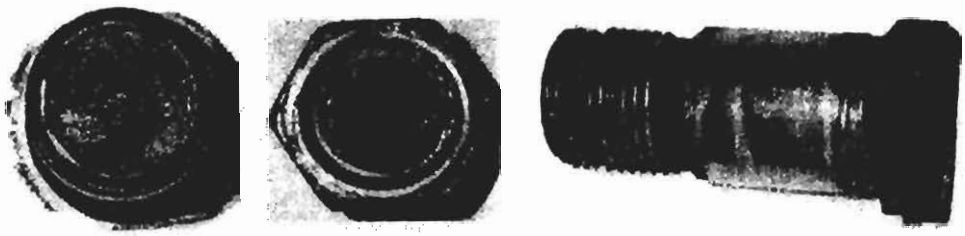

图 3-6　×型运输机起落架传力螺栓由应力腐蚀和腐蚀疲劳引起断裂

3.4.5　钢结构的典型腐蚀形式

钢结构腐蚀会伴随明显的棕红色或深棕色的腐蚀产物出现，腐蚀形式以点蚀和均匀腐蚀为主。当转动结构中润滑状态不良时，会产生严重的磨损腐蚀。不锈钢或带有镀层的钢结构容易出现点蚀和晶间腐蚀。如图 3-7 所示。

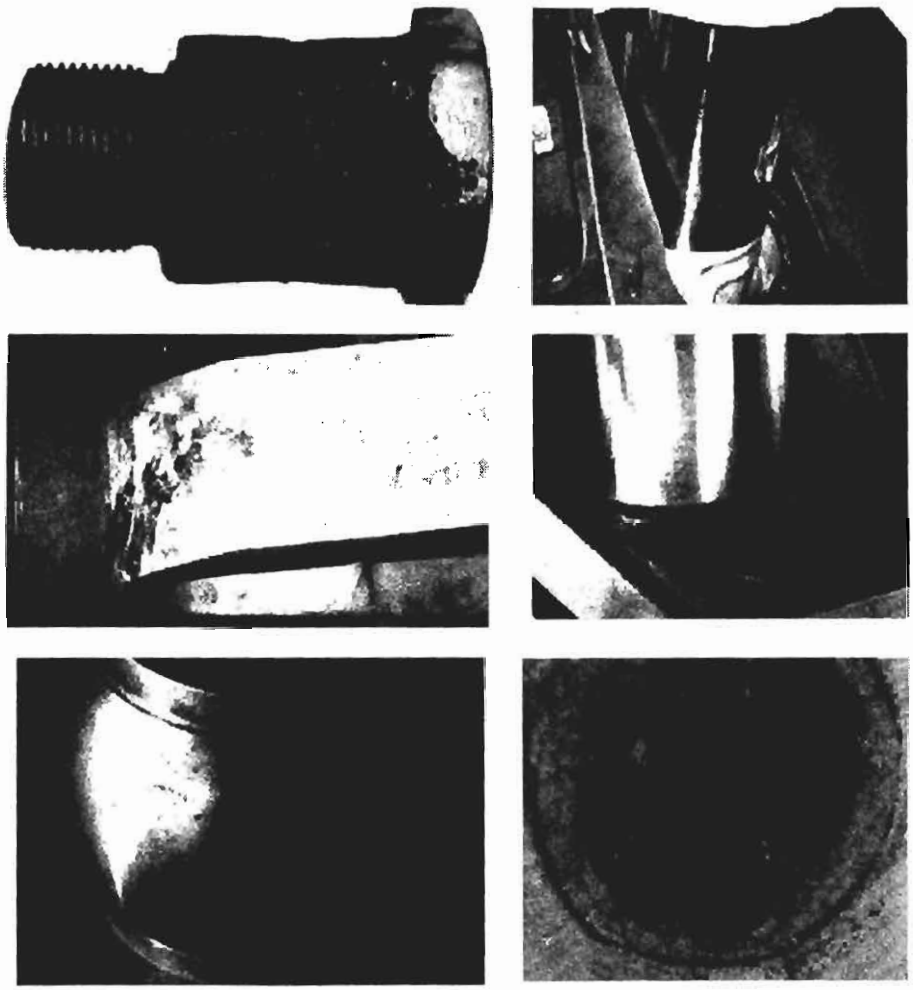

图 3-7　飞机钢结构的典型腐蚀形式

3.4.6　管路、卡箍、支架等结构的典型腐蚀形式

液压管道、冷气管路、卡箍、夹板、保险丝、设备舱支架等普遍存在较严重的腐蚀。管路壁一般较薄，腐蚀会引起管路穿孔或接头渗漏，从而导致功能失效，出现漏油、漏气等故障，导致飞行安全隐患增加。如图 3-8 所示。

3.4.7　座舱盖有机玻璃、橡胶材料的典型老化形式

座舱盖有机玻璃、轮胎和密封件等非金属结构或材料对紫外线辐照、盐雾和湿热等环境因素十分敏感，因而腐蚀、老化现象十分普遍。典型腐蚀情况如图 3-9 所示。

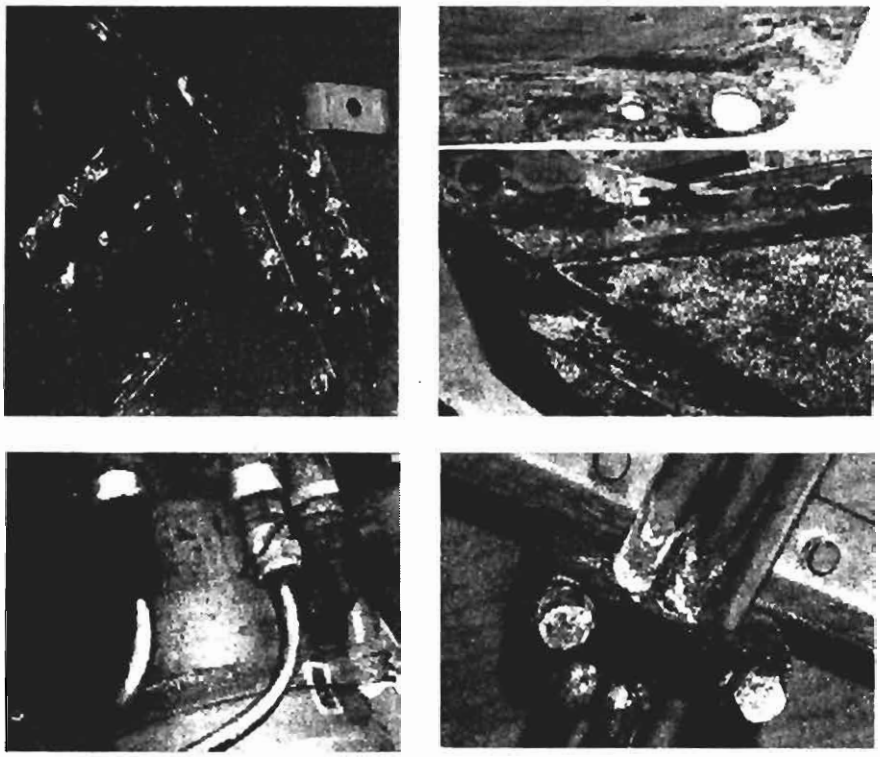

图 3-8　管路、卡箍、设备舱支架腐蚀情况

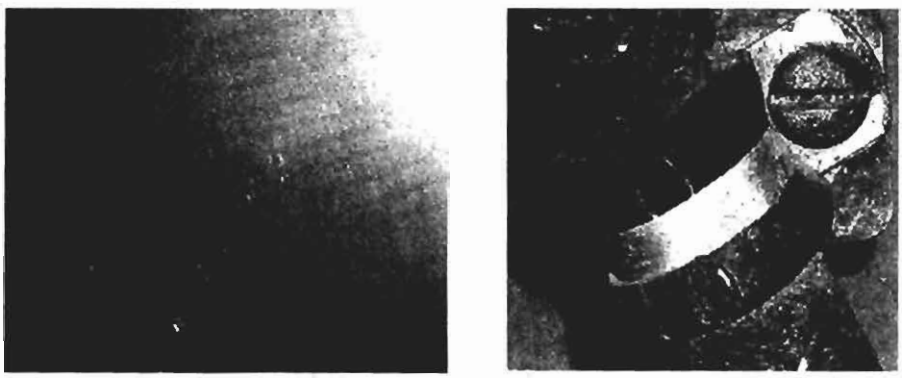

图 3-9　有机玻璃、橡胶材料等出现严重的老化现象

参 考 文 献

[3－1]　魏宝明著．金属腐蚀理论及应用．北京：化学工业出版社，1993
[3－2]　肖纪美著．材料的腐蚀及控制方法．北京：化学工业出版社，1994
[3－3]　蒋祖国著．飞机结构腐蚀疲劳．北京：航空工业出版社，1992
[3－4]　刘宝俊著．材料的腐蚀及其控制．北京：北京航空航天大学出版社，1989

[3－5] 美国腐蚀工程协会著．腐蚀与防护技术基础．北京：冶金工业出版社，1987

[3－6] 刘斌，李瑛，林海潮等．防腐蚀涂层失效行为研究进展．腐蚀科学与防护技术，2001，1(5)：305～307

[3－7] 丁著明，吴良义，范华等．聚氨酯的降解与稳定性研究进展（I）不同结构聚氨酯的降解机理．热固性树脂，2002，17（6）：26～28

[3－8] 丁著明，吴良义，范华等．环氧树脂的稳定化（I）环氧树脂的老化研究进展．热固性树脂，2001，16（5）：34～36

[3－9] 方丙炎，韩恩厚，张召恩等．老化温度对涂层性能的影响．腐蚀科学与防护技术，2002 14（6）：322～325

[3－10] 林海潮，李谋成．涂层下金属的腐蚀过程．腐蚀科学与防护技术，2002，14（3）：180～181

[3－11] 刘斌，李瑛，林海潮，曹楚南．涂层缺陷对金属基体腐蚀行为的影响及研究方法．腐蚀科学与防护技术，2001，13（2）：109～111

第 4 章　飞机结构的使用环境谱

飞机结构在实际使用中除经受重复载荷外，还要遭受化学、热和气候环境的侵袭。大量研究表明，使用环境会显著降低工程材料的疲劳性能，减少飞机结构的使用寿命。研究腐蚀对飞机结构寿命的影响，必须建立对应的使用环境谱。飞机结构的使用环境谱是以大量的环境数据为基础，通过统计和折算的方法，给出对飞机结构产生腐蚀影响的环境要素的作用强度、作用时间、作用次数以及它们的比例，定量描述飞机结构地面停放和空中飞行过程中所经受的腐蚀环境历程。使用环境谱由地面停放环境谱和空中飞行环境谱两部分组成。

4.1　地面停放环境谱的编制

军用飞机地面停放时间一般要占到服役时间的 90%以上，地面环境的影响是飞机结构腐蚀的主要原因，因此，编制飞机地面停放环境谱是研究飞机结构腐蚀的关键。地面停放环境谱是指飞机在地面停放期间所经受的腐蚀环境－时间历程，它应包括地面停放环境中对结构产生腐蚀的各种环境要素（因素），各种要素的强度、持续性、发生频率以及它们的组合。

4.1.1　选取环境要素

编制环境谱首先应确定环境要素。环境要素基本上分为气候环境要素和化学环境要素两类。

（1）气候环境要素

气候环境要素主要有：气温、湿度、降水、固体沉降物、风、雾、盐雾等。飞机在机场停放而产生的自然腐蚀主要是大气腐蚀，影响大气腐蚀程度的要素主要有：温度、湿度、雾和凝露、降水、固体沉降物以及太阳辐射等，其中温度和湿度是最主要的要素。降水要素主要包括降水量和其 pH 值。固体沉降物被潮湿的机体表面吸附，形成局部腐蚀环境，它决定了对飞机进行清洗的方法和时间安排。

（2）化学环境要素

导致飞机结构腐蚀的化学环境要素主要有：SO_2、SO_4^{2-}、氮氧化物 NO_x、酸雨、盐水、盐雾及 Cl^- 等。其中，SO_2 溶于水形成的亚硫酸是很强的去极化剂；此外，对于非黑色金属，SO_2 被消耗在腐蚀反应中；在钢铁的锈蚀过程中，SO_2 还起着催化剂的作用。故其危害最为严重。SO_2 主要是由工业污染所引起，因此它对飞机结构的危害与机场距离城市和工业区的远近及风向有关，且季节变化明显。

酸雨的 pH 值对腐蚀速率有较大影响，该值的年变化不是很明显。

盐雾是沿海机场必须考虑的重要环境要素，它的出现概率与风向有关。

4.1.2 建立环境数据库

对于每一个机场，将机场气象台站多年的气象数据（包括每天的温度、湿度、雨量、雨时，每月的雾日、雾时及各对应时刻的风向、风速和污染物及其含量等）进行统计，建立本场气象数据库，给出本场气候环境要素以月、季、年为周期的变化规律。

4.1.3 环境要素的简化与处理

在飞机结构整个使用寿命期中，各种环境要素对飞机结构的作用是非常漫长的，既有谱的变化，又有作用时间长短的不同。如果要求所编环境谱完全描述环境要素的全部变化历程，即与飞机的日历寿命同步，这样的环境谱用来人工再现在技术上有困难，与日历寿命等长也是没有意义的。为了达到工程实际能够再现环境要素对飞机结构的腐蚀（老化）作用，必须对环境数据进行筛选、简化。筛选的原则是将环境谱中对结构腐蚀、老化贡献小的环境参数与作用时间删除，而保留有贡献的部分，以达到数据简化的目的。

（1）湿度

相对湿度增加，金属腐蚀速率开始增加得并不快，当相对湿度达到临界值时，腐蚀速率突然增加。飞机结构的材料大部分为铝合金和钢，对应的相对湿度临界值为 65%，当相对湿度小于 65%时可视为干燥空气环境。

（2）温度

气温的改变会影响腐蚀的反应速率和金属表面水膜的停留时间，只有在高温高湿条件下，金属腐蚀才会加快。环境温度低于零摄氏度时对腐蚀的影响很小，所以，温度的临界值定为 0℃，即只考虑温度在 0℃以上的情况。

试验结果表明，温度在 20℃以上，相对湿度大于 65%时，相同的湿度条件下不同的温度对结构腐蚀的影响是不同的；同样，相同的温度条件下不同的相对湿度对腐蚀的影响也是不同的。

（3）凝露

当结构温度低于大气温度、相对湿度大于 60%时，在满足结构露点温度差的条件下，结构的表面会产生凝露。凝露一般在清晨 4～5 点钟（无风）出现。结构表面产生凝露时，由于水膜的覆盖，使金属表面容易产生电化学腐蚀。

根据环境要素腐蚀特性和飞机结构所处的环境条件，在编制地面停放环境谱时，一般可将温度划分为 7 个区段：0～10℃、10～15℃、15～20℃、20～25℃、25～30℃、30～35℃和 35℃以上，统计出对应不同温度区段的降水、雾及结构凝露的作用时间和次数，以及相对湿度超过 65%、温度大于 20℃的各温度区段所对应的作用时间。

（4）雨量

雨量的大小表示了雨水的作用强度。雨水对飞机结构的腐蚀有重要的影响，雨水渗入

到飞机结构密封措施不够完善的缝隙中会大大加快腐蚀速率。表 4-1 是我国青岛流亭机场年降雨量和月降雨量统计结果。

表 4-1　青岛流亭机场降雨量

年降雨量		月降雨量	
年份	降雨量（mm）	月份	降雨量（mm）
1983	5841.6	1	128.7
1984	7298.4	2	90.5
1985	10492.8	3	199.5
1986	5578.8	4	214
1987	6625.2	5	400.3
1988	4730.4	6	583.1
1989	7672.8	7	1608.8
1990	11438.4	8	1449.2
1991	6556.8	9	738.8
1992	4813.2	10	244.7
		11	142.4
		12	120.5

（5）风向

机场周边气候环境对机场环境的影响与风向密切相关。因此，在考虑机场环境时，近海和周边工业区污染的影响应将风向的要素考虑进去。统计风向时，可得出各种风向占全年总时间的百分比。

（6）大气成分

机场大气成分是影响结构腐蚀的重要要素之一。研究表明，工业性污染和海洋性环境在初期对结构腐蚀的影响较大，影响大气腐蚀性的要素有两个：一是 SO_2 的含量；二是 Cl^- 的含量。因此，环境谱中至少应包含上述两种介质的年平均含量。

4.1.4　编制地面停放环境谱

为编制各机场的地面停放环境谱，根据以上原则，编制气候环境数据处理软件，将各机场的气象数据进行处理，得出月谱和年谱。处理软件程序框图如图 4-1 所示。

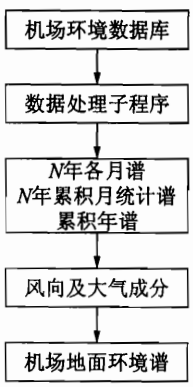

图 4-1　气候环境数据处理流程

（1）月谱

给出每年各月份中温度为 5℃、10℃、15℃、20℃、25℃、30℃、35℃共七级温度对应的降水时间及次数、雾时及结构凝露和次数，以及相对湿度超过 65%、温度在 20℃以上各级温度所对应的作用时间。

在月谱的基础上，认为某月份各年的环境要素为一随机变量，可以求得历年来各月份的均值、标准差及可靠度为 90%时的统计值。

(2) 年谱

在月谱的基础上，采用累加的方法可以求得各年份的均值、标准差和可靠度为 90%时的统计值。

机场地面停放环境谱应反映该机场的总体地面环境，故应考虑各种环境要素而得出地面环境谱。

表 4-2～表 4-4 为某机场地面环境谱。

表 4-2　某机场地面雨谱

温度（℃）	雨时（h）	年均雨时（h）	年均雨量（mm）	年均次数	雨时占全年时间的比例（%）
5	110.2	448.8	594.4	105.8	5.12
10	54.4				
15	61.7				
20	103.3				
25	113.3				
30	5.6				
35	0				

表 4-3　某机场地面雾和凝露谱

温度（℃）	作用时间（h）	年均时间（h）	年均次数	占全年时间的比例（%）
5	137.6	545.2	88.3	6.2
10	67.5			
15	83.8			
20	167.9			
25	85.0			
30	2.8			
35	0.6			

表 4-4　某机场地面相对湿度谱

时间（h）／温度（℃） 湿度（%）	20	25	30	35
70	74.75	76.25	41.7	1.32
80	175.75	205.25	53.45	0.40
90	246.75	229.35	12.65	0.34
年均潮湿空气时间（h）	1117.96			
占全年时间比例（%）	12.76			

(3) 地面停放环境谱

工业性污染和海洋性环境的影响与风向有很大关系。按照各种风向年均统计时间比例，可给出海洋性环境时间和工业性污染时间所占的比例。如某机场西边环海，南面为工业区，机场的工业性污染天气与刮南风有关；盐雾天气与刮西风、西南风和西北风有关。机场盐雾作用时间应为西风、西南风和西北风的比例与潮湿空气（相对湿度大于70%）所占时间的比例之积。表 4-5 为某机场地面停放环境谱。

表 4-5　某机场地面停放环境谱

	雾及凝露	雨	盐雾＋工业废气	工业废气	盐雾	潮湿空气
时间比例（%）	14.98	7.53	3.5	8.28	10.76	26.61
作用时间（h）	1312.5	659.85	306.6	725.75	942.68	2330.71
作用次数	185.43	143.8				
pH 值	3～5.6	3～5.6				
SO_2（mg/m^3）		0.058	0.263	0.09	0.73	
NO（mg/m^3）		0.069	0.061	0.049		
飘尘（mg/m^3）			0.39			
降尘（mg/m^3）			18.13			
CO（mg/m^3）			2～3			
Cl^-（mg/L）	0.435①	69.88	0.39			0.435①
雨量（mm）		991.62				
盐雾浓度（mg/m^3）			0.28～0.48		0.48	

①单位为 mg/m^3。

4.2　典型结构地面局部环境谱的编制

4.2.1　局部环境谱的定义

飞机上某一局部部件或组合件所处的腐蚀环境条件称为局部环境。从飞机结构部位来看，飞机的使用环境谱可分为飞机总体环境谱和飞机结构局部环境谱。前者指的是飞机总体上所遭受的各种使用环境谱，但总体环境谱对飞机结构不同部位的影响是不同的，不同部位对各种环境的敏感性也不相同，因此，还应根据总体环境谱来确定飞机主要结构部位的局部环境谱。局部环境谱反映了飞机机体结构局部部位腐蚀环境一时间历程。

4.2.2　局部环境谱的编制

在编制局部环境谱时，除了考虑飞机所遭受的总体环境外，还应考虑具体结构在飞机

上所处的部位、结构形式、密封、排水等，进行具体分析。以下通过编制某型飞机×梁接头耳片的局部环境谱来说明局部环境谱的编制方法。

机翼×梁材料为LC4CS锻件，位于机翼后油箱内，通过接头与机身××框连接。机翼与机身连接处均用螺钉固定有整流包皮，接头封闭在整流包皮内。由×梁向机翼前缘方向有主梁和主起落架舱，机翼×梁接头距主起落架支柱舱较远。因此，从接头所处位置来分析，×梁接头基本处于结构内部，外界潮湿空气、盐雾难以从机身上下进入，虽然翼根处与主起落架支柱舱相通，但因×梁接头距舱口较远，致使外界潮湿空气、盐雾等对×梁接头仅产生轻微的影响。

由于机身、机翼的对接位于机身最大直径处，整流包皮并无密封措施，当飞机表面有雨水时，可沿机身表面流至机身机翼连接处，其中一部分顺机翼表面流走，另一部分沿结构缝隙渗入到整流包皮内，整流包皮排水不畅，使得部分水分存留在整流包皮内，形成潮湿空气环境。

对空军、海军的该型系列飞机进行调研时发现，雨后打开整流包皮，几乎每架飞机都有不同程度的积水，机身表面有流水的痕迹。

综上所述，×梁接头的局部环境为潮湿空气，而潮湿空气主要由渗入到整流包皮内的雨水造成的。表4-6为某机场地面停放环境谱。由上述分析可知，该接头的潮湿空气作用时间可以取飞机总体停放环境谱中的雨水作用时间。考虑到每次雨后在整流包皮内的积水并不是马上蒸发掉，因此，积水形成潮湿空气的作用时间会延迟一段时间，延迟时间的长短与每次下雨的雨量大小有关，由于渗入的积水较少，因此，雨后潮湿空气的作用时间可以按每次平均延长1小时计算。由此可按表4-6的地面停放环境谱求得各温度下的作用时间见表4-7。

表4-6 某机场地面停放环境谱

	雾及凝露	雨	盐雾＋工业废气	盐雾	潮湿空气
时间比例（%）	6.22	5.12	3.5	4.47	12.7
作用时间（h）	544.87	448.5	306.6	319.57	1112.52
作用次数	88.3	105.8			
pH值	6	6			
SO_2（mg/m^3）			0.263		
NO_x（mg/m^3）			0.061		
飘尘（mg/m^3）			0.55		
降尘（$t/m^2 \cdot 月$）			26.21		
CO（mg/m^3）			1.56		
Cl^-（mg/L）		69.88			
雨量（mm）		594.4			
盐雾浓度（mg/m^3）			0.48		

表 4-7　各温度下的潮湿空气作用时间

温度（℃）	5	10	15	20	25	30	Σ（h）
作用时间（h）	110.2	54.4	61.7	103.3	113.3	5.6	448.5
延迟时间（h）	26.05	12.9	14.6	24.4	26.8	1.32	106.07
总时间（h）	136.25	67.3	76.3	127.7	140.1	6.92	554.57

整流包皮内潮湿空气的相对湿度为 75%～95%，考虑到由主起落架支柱舱进入的潮湿空气的影响，将包皮内的相对湿度定为：RH≥90%。所以，×梁耳片处的局部环境谱见表 4-8。

表 4-8　×梁耳片局部环境谱

温度（℃）	5	10	15	20	25	30
作用时间（h）	136.25	67.3	76.3	127.7	140.1	6.92

4.3　空中飞行环境谱的编制

4.3.1　空中腐蚀环境要素随高度变化规律

导致飞机结构产生腐蚀的空中环境影响要素很多，从实用性和可行性出发，应选取对腐蚀贡献大的要素作为编谱变量。飞机的飞行空域大，每个空域的环境与地面环境、大气风向有紧密的联系。首先，应分析地面腐蚀环境要素，而后分析各要素随高度的变化规律。通过飞行测量得到 NO_x、SO_2、O_3等其他有害离子及相对湿度 RH、大气温度 T 随高度 H 变化的数据。典型地区环境要素变化见表 4-9～表 4-12。

表 4-9　不同飞行区域和高度的离子浓度

区域	H(m)	F^-(neq/m³)	Cl^-(neq/m³)	NO_3^-(neq/m³)	SO_4^{2-}(neq/m³)	H^+(neq/m³)	NH_4^+(neq/m³)
常州　上海	2000	1.48	6.59	11.27	29.02	7.55	17.81
常州　上海	2000	1.98	6.52	11.65	30.87	8.02	18.89
上海　常州	3000	1.09	6.17	10.28	30.59	8.37	17.11
上海　常州	3000	1.69	5.87	11.59	30.30	8.82	17.22
常州　上海	1000	3.40	17.30	59.66	85.79	16.66	60.27
常州　上海	1000	3.73	20.69	56.31	83.31	16.58	60.34
上海　常州	500	15.21	68.36	134.83	359.47	57.12	269.34
上海　常州	500	17.24	71.58	155.50	371.17	63.54	293.17
常州　宁波	1000	4.31	25.52	55.09	101.08	23.87	79.15

续表 4-9

区域	H(m)	F^- (neq/m³)	Cl^- (neq/m³)	NO_3^- (neq/m³)	SO_4^{2-} (neq/m³)	H^+ (neq/m³)	NH_4^- (neq/m³)
常州 宁波	1000	4.64	27.91	60.54	111.62	25.38	89.28
宁波 温州	1000	2.85	14.74	36.53	51.52	12.12	34.42
宁波 温州	1000	2.95	9.93	34.15	51.28	13.55	34.51
温州 宁波	500	18.89	79.57	195.85	389.67	48.36	324.22
温州 宁波	500	20.69	104.89	216.73	413.81	53.12	339.16
宁波 舟山	2800～1620	7.28	40.15	89.28	176.14	29.77	139.84
宁波 舟山	2800～1620	7.96	36.19	89.09	175.44	32.56	131.58
舟山 宁波	800～650	13.80	69.98	151.34	312.28	53.66	222.33
舟山 宁波	800～650	15.21	79.12	174.67	339.92	49.78	235.78
宁波 温州	2000	2.66	10.18	24.12	54.30	12.37	36.96
宁波 温州	2000	2.68	11.35	30.21	65.18	13.66	39.05
温州 宁波	3000	1.94	7.49	19.12	43.11	10.25	29.46
温州 宁波	3000	2.17	7.14	18.25	38.97	8.79	29.56
宁波 常州	3000	5.63	20.16	43.23	98.62	18.96	68.62
宁波 常州	3000	5.69	21.72	47.24	106.32	21.23	70.75
常州 青岛	2000	3.32	15.93	33.37	82.55	14.26	65.28
常州 青岛	2000	3.60	19.97	37.62	82.34	15.03	65.33
青岛 大连	2000	6.60	53.86	70.24	158.31	25.68	114.02
青岛 大连	2000	7.24	56.64	75.00	162.35	26.32	115.78
大连 青岛	1200	12.18	73.74	157.83	306.22	33.69	241.42
大连 青岛	1200	14.87	79.16	161.79	349.79	36.87	256.38
青岛 青岛东	2000	7.10	25.93	41.69	100.34	10.45	71.75
青岛 青岛东	2000	7.72	30.51	42.75	104.36	9.35	75.86
青岛东 青岛	500	23.01	95.70	193.98	426.32	51.28	331.75
青岛东 青岛	500	23.74	104.73	207.52	407.44	54.39	320.91
青岛 常州	500	20.23	84.77	155.73	387.43	65.22	304.65
青岛 常州	500	23.06	89.24	153.16	391.68	73.24	315.17

注：neq/m³表示 10^{-9} 克当量每立方米。

表 4-10 某空域腐蚀气体浓度

H (m)	NO_x (ppb)	SO_2 (ppb)	O_3 (ppb)	NO (ppb)
1000	3.361	4.927	20.686	1.439
900	4.087	3.706	20.732	1.340
600	6.254	8.315	20.503	1.868
500	6.248	8.910	19.450	1.468

注：1ppb 表示每立方米中含 10^{-9} 立方米。

表 4-11　我国标准大气气温垂直变化

H（km）	T（℃）	温度梯度（℃/km）
0	15	−6.5
11	−56.5	−6.5
20	−56.5	0
30	−46.5	11

表 4-12　相对湿度随高度变化

H（m）	最高湿度（%）	最低湿度（%）
0	95	42
100	91	41
200	88	39
300	88	38
400	87	37
500	87	36
600	86	35
800	86	34
1000	86	34
1200	85	33
1400	85	33
1600	83	33
1800	80	32
2000	80	32
2500	82	33
3000	81	33
3500	79	33
4000	76	32
4500	72	31
5000	70	29
5500	68	26
6000	66	25

4.3.2　飞行中飞机结构的热环境

飞机结构经历的各种热环境会显著地影响结构材料的疲劳断裂性能，加速或减弱腐蚀进程，结构受热不均匀可能产生很大的温度应力，其反复作用可能导致结构产生热疲劳。

飞机结构的主要热环境及其特征如下：

①气动加热。这种热环境一般是短时的，主要作用在结构表面，与飞行速度、高度和加热速率有关。

②气候和大气温度变化。飞机在使用过程中，会经历不同地区、不同季节和高空的温度环境。这种热环境一般都在确定的范围内变化，变化的频率较慢，但作用的时间可能较长。它主要引起结构材料的材质退化，也可能产生有一定影响的热应力循环。

③发动机热影响。处于飞机发动机附近的结构不可避免地受到发动机热的影响，可能产生热应力或对结构材料疲劳、断裂和蠕变性能产生显著的影响，这种热影响一般表现为持续的，变化频率较慢，但在特定的区域可能对飞机的主要承力结构影响较大。

在编制飞机结构热环境谱时应考虑上述几种热环境及其特征。表 4-13 列举了国外轻型歼击机各部位（区域）的热环境。

表 4-13 歼击机结构的热环境温度

区域	最高温度 T_{max}（℃）		
	长时间加热	持续	脉冲
头部电子设备舱	93	71	95
炮舱		85	99
前轮舱		71	95
座舱区			
空调舱			102
外蒙皮		85	99
发动机舱和尾锥		121～482	
阻力伞舱		85	121

4.3.3 空中飞行环境谱

根据目前对我国飞行空域的航空测量，一般可以将飞行空域分为两个阶段：3000m 以下和 3000m 以上空域。3000m 以下空域必须考虑腐蚀环境对飞机腐蚀及腐蚀疲劳的影响，3000m 以上空域由于环境介质已经很稀薄，从工程应用角度可以不考虑环境的影响。

由 4.3 内容可以给出空中飞行环境谱。根据实际需要，选取适当要素编制适合具体机种的空中飞行环境谱。

4.4 载荷/环境谱

飞机在使用过程中承受着载荷和环境的共同作用，载荷/环境谱指的是载荷/环境一时间历程，它是在停一飞一停环境谱、载荷谱编制基础上进行的。

4.4.1　停－飞－停环境谱

飞机结构的实际使用过程是停放－飞行的反复交替过程，该过程所对应的环境谱就是停－飞－停环境谱，它模拟各级环境强度在飞机使用期内的真实顺序，将飞行环境谱和停放环境谱组合起来，形成停放－飞行－停放的环境序列。停－飞－停环境谱能更真实地反映飞机各种使用环境的实际情况，同时编制这类环境谱可作为单独的环境模拟的基础，也可作为飞机结构耐久性和损伤容限试验与分析的基础。

编制停－飞－停环境谱有以下三种方法：

①任务剖面停－飞－停环境谱。将飞行环境剖面与停放环境谱组合起来。在这种谱中，每个任务段和停放状态有一个以上的环境强度。这种谱最真实。

②简化任务段停－飞－停环境谱。由简化的任务段环境谱和停放环境谱组合而成。在这种谱中，每个任务段（和停放状态）只有一个加权环境强度。这种谱真实，编谱较复杂，环境模拟难以实现。

③简化任务停－飞－停环境谱。简化的任务环境谱和简化的停放环境谱组合而成。在这种谱中，每种任务和停放状态只有一个加权平均强度。这种谱具有一定的真实性，编谱较简单，环境模拟试验有实现的可能性。

编制简化任务停－飞－停环境谱是一种较好的选择。但需要注意的是：即使编制了简化任务停－飞－停环境谱，也不能直接用于环境模拟试验，这是因为：第一，这里所编制的停－飞－停环境谱是按飞机的实际飞行时间和停放时间来编排的，由于飞机结构实际使用年限很长，工程上不可能实现如此长时间的试验，可行的方法是进行加速试验，这就存在着一个如何加速的问题；第二，这里所说的环境模拟试验不是单纯的环境试验，而是同时存在飞－续－飞（或程序块）载荷谱作用下的耐久性试验或损伤容限试验，这就存在着如何组合载荷谱和环境谱以形成统一的飞－续－飞（或程序块）载荷－环境谱的问题。

加速试验和环境谱与载荷谱的组合是一个问题的两个方面，可归结为环境谱的当量化，就是如何把飞机真实环境谱转换成飞机当量环境谱，详见参考文献［4－1］。

4.4.2　载荷/环境谱

编制适当的载荷/环境谱是飞机结构疲劳、损伤容限和耐久性设计或现有机种寿命评定中的首要工作，它对后续的分析和试验工作的成败、经费、工作量和时间都有重大的影响。因此，国内外对编制飞机的载荷/环境谱都做了大量的研究工作，提出了许多编制方法。这里仅介绍在我国飞机设计或寿命评定中采用的一些典型的编谱方法。

4.4.2.1　飞机载荷/环境谱的基本概念

飞机结构疲劳或损伤扩展、材质退化和结构功能降低等都是在飞机服役使用过程中逐步发展的。当这些退化或损伤扩展累积到一定程度，会使结构突然破坏或使结构功能失效。结构退化或损伤扩展速率与经历的载荷和环境历程有直接关系。飞机的载荷/环境谱就是描述飞机结构在服役使用的整个时期中所经历的载荷和环境－时间历程。

由于上述情况，即使是同一架飞机同一个科目，也很难得到相同的载荷－时间历程。因而对每架飞机在整个寿命期内的飞行来说其载荷－时间真实历程太复杂，只能抓住最本质的要素对它进行简化后作近似地描述。因此，根据不同的工作任务和技术要求，有多种形式的载荷/环境谱及相应的编谱方法。

4.4.2.2 试验载荷/环境谱分类

按照载荷谱和环境谱各自的幅值变化、组成形式，飞机试验载荷/环境谱可分为以下六类：

①恒载单一常环型载荷/环境谱。由常幅载荷和常环境强度的单一环境谱组成，这是最简单的一种试验载荷/环境谱。

②恒载组合常环型载荷/环境谱。由常幅载荷谱和常环境强度的组合环境谱组成。

③变载单一常环型载荷/环境谱。由变幅载荷谱和常环境强度的单一环境谱组成。载荷谱可以是多级变幅载荷，可以是程序块谱或飞－续－飞谱。而环境只有单一环境，而且只有一个环境强度。

④变载单一环境型载荷/环境谱。由变幅载荷谱和变环境强度的单一环境谱组成。这种载荷/环境谱与上述第③种载荷/环境谱所不同的是，环境强度是由单一环境的多级变环境强度组成的。

⑤变载组合常环境型载荷/环境谱。由变幅载荷谱和常环境强度的组合环境谱组成。在这种载荷/环境谱中，载荷谱是多级变幅载荷，可以是程序块谱，也可以是飞－续－飞谱；环境谱由一种以上的环境组合而成，而每种环境则只有一个环境强度。

⑥变载组合变环境型载荷/环境谱。由变幅载荷谱和变环境强度的组合环境谱组成。这种载荷/环境谱与上述第⑤种载荷/环境谱所不同的是，在其组合环境谱中，至少有一种环境是由多级变环境强度组成的，一般来说，这种环境是主要环境。

4.4.2.3 载荷/环境谱编制方法

以编制变载组合变环境型载荷/环境谱为例加以说明。

一般步骤：

①确定既受严重疲劳载荷又受严重腐蚀环境影响的关键部位，并选择相应的典型结构件。

②根据飞机结构使用载荷谱，确定所选结构部位的局部载荷谱（和应力谱）。

③将选定结构部位的局部载荷谱换算成相应典型构件的试验载荷谱。

④根据飞机结构使用环境谱，确定所选结构部位的局部环境谱。

⑤将选定结构部位的局部环境谱转换成相应典型结构的当量环境谱。该当量环境谱应包括当量空中环境谱和当量地面停放环境谱。

⑥当量环境停放谱主要用于典型结构试件预处理和试验间隙的环境加载。

⑦由试验载荷谱和当量环境飞行谱形成飞－续－飞或程序块谱载荷/环境谱，以用于典型结构试件的腐蚀疲劳试验。

⑧确定在腐蚀疲劳试验的间隙期间（即两个加载周期之间）对试件施加何种环境：当量环境飞行谱、当量环境停放谱或者暴露于干燥空气中。

以上步骤中，最关键的是第③步和第⑤步，也就是试验载荷谱和当量环境谱的编制。

编制载荷/环境谱的总体原则是：以疲劳载荷为主，适当考虑环境要素。

参 考 文 献

[4－1]　蒋祖国著．飞机结构腐蚀疲劳．北京：航空工业出版社，1992

[4－2]　周希沅，俞树奎．飞机结构环境谱初探．航空学报，1992. 13（3）：A121～A127

[4－3]　张栋．确定飞机机体日历寿命的方法．航空学报，1999，20（6）：558～561

[4－4]　陈跃良，金平，段成美，杨晓华．Study on Local Environmental Spectrum and Accelerated Corrosion Equivalent Spectrum of Aircraft Structure. Fatigue～99，Higher Education Press. Beijing，P. R. China，8～12 June，1999：2353～2358

第5章 加速试验环境谱与加速腐蚀试验技术

5.1 引言

5.1.1 加速试验环境谱与加速腐蚀试验的意义与作用

要建立腐蚀条件下飞机结构的寿命体系，必须研究环境腐蚀对飞机结构疲劳寿命和腐蚀失效的影响，建立腐蚀影响随使用年限的变化规律。腐蚀影响包含地面停放腐蚀影响和空中飞行环境腐蚀影响，地面停放腐蚀是环境腐蚀的重要因素，对腐蚀条件下军用飞机的日历寿命体系评定起着主导作用。为了建立飞机结构疲劳关键件疲劳品质和寿命随时间的变化规律，作为腐蚀条件下疲劳关键件疲劳寿命与日历寿命评定的基础，必须进行模拟试件对应不同使用年限的环境腐蚀试验；为了评估飞机结构腐蚀失效关键部位涂层与基体腐蚀损伤随地面停放年限的变化规律，作为确定合理的维修间隔与方法，实现腐蚀耐久性控制，以达到日历寿命要求的主要技术保障，也必须进行不同使用年限对应的模拟试件环境腐蚀试验。然而，飞机的使用年限均以年计，最长可达30年或更长，直接将试件置于实际地面环境（飞机结构局部环境）中进行地面停放若干年限的腐蚀实际是不可能的。工程上只能采用试验室加速腐蚀的方法，即针对关键件的类别、材料与涂层状况、连接形式及腐蚀失效形式，建立相应的加速试验环境谱，进行加速腐蚀试验，使模拟试件在加速试验环境谱下，用较短的时间达到与地面停放较长年限相同的腐蚀效果。可以这样说，只有建立了合理的加速试验环境谱与加速腐蚀试验技术，腐蚀条件下飞机结构的疲劳寿命与日历寿命评定才有可能实现。因此，加速试验环境谱及加速腐蚀试验技术的建立，对腐蚀条件下飞机结构寿命体系的评定有着至关重要的意义。

与此同时，加速试验环境谱与加速腐蚀试验技术也是结构抗腐蚀设计、涂层防护体系及基体材料选取等方面进行对比分析的重要试验手段。

5.1.2 加速试验环境谱的编制原则

加速试验环境谱的编制需要遵循以下三个原则：

①针对具体结构对象，包含地面停放时实际环境产生腐蚀的主要因素及作用情况，再现实际服役过程出现的腐蚀损伤形式、特征和腐蚀产物的组成成分。

②大大缩短实际环境下腐蚀历程的时间，使加速腐蚀试验周期和费用减少到工程可接受的范围。

③能通过合理的准则和方法，建立加速试验环境谱与地面停放环境之间的当量加速关系（加速因子）。

5.1.3　加速试验环境谱的类别

根据加速腐蚀试验的不同对象（结构部位）和目的，加速试验环境谱可分为如下三类：

①疲劳关键部位的加速试验环境谱。这种加速试验环境谱的对象是飞机结构的疲劳关键部位。目的在于用较短的时间模拟疲劳关键部位在地面停放期间受到的腐蚀，使其原始疲劳质量下降或造成结构局部腐蚀损伤，使寿命（安全寿命、经济寿命和日历寿命）降低，由于疲劳关键部位多为连接件的紧固孔、接头耳片螺栓孔，腐蚀形式多为缝隙腐蚀或电偶腐蚀，而防腐涂层只能保护表面，孔内没有涂层保护，因此，这种加速试验环境谱不必区分防腐涂层与金属基体对加速试验的不同要求，而以金属基体腐蚀为编谱的依据。

②腐蚀失效关键部位防腐涂层的加速试验环境谱。这种加速试验环境谱的对象又分为外露腐蚀失效关键部位和内部腐蚀失效关键部位的防腐涂层。目的在于用较短时间模拟防腐涂层在地面停放期间受环境作用而失效的过程，同时要考虑温度和疲劳载荷对涂层失效的影响。由于防腐涂层失效是确定日历寿命及腐蚀修理间隔的重要因素，因此，这种加速试验环境谱对建立日历寿命体系有重要意义。

③腐蚀失效关键部位金属基体的加速试验环境谱。这种加速试验环境谱的对象是腐蚀失效关键部位的金属基体。目的在于用较短时间模拟在地面停放期间防腐涂层失效后金属基体的腐蚀过程，这是确定日历寿命的修理间隔、腐蚀修理容限及对应的腐蚀修理方法的重要依据。

5.1.4　加速腐蚀试验技术的要求

①加速试验环境谱必须依靠加速腐蚀试验技术予以实现。是否能准确达到和控制加速试验环境谱给出的各种参数，实现环境谱的施加过程，对保证通过加速试验环境谱达到与对应的地面停放环境相同的腐蚀效果有着重要的影响。

②加速腐蚀试验技术主要包括试验设备的选择或设计，加速试验谱各参数的控制，加速试验的实施技术和注意事项。

③应针对不同类别的加速试验环境谱，分别建立对应的加速腐蚀试验技术。

5.2　疲劳关键部位的加速试验环境谱

5.2.1　疲劳关键部位的主要腐蚀因素及腐蚀损伤形式

(1) 腐蚀因素

军用飞机疲劳关键部位多处于结构内部，如果外部结构密封性能不完善，致使部分雨水、外部结构产生的凝露沿缝隙流入或渗入结构内部，在疲劳关键部位聚集。由于疲劳关键部位多为连接部位，不论排水是否顺畅均会导致水分存留，水分的蒸发导致空腔内形成

潮湿空气环境。工业污染导致雨水或凝露会呈酸性，从而可能有含酸性介质的潮湿空气作用；另外，飞机停放时，空气的对流交换可能导致外部的盐雾和含酸性介质的潮湿空气渗入；而结构表面形成干湿交替过程会严重影响金属腐蚀。因而，疲劳关键部位局部腐蚀环境的主要腐蚀因素为潮湿空气、盐雾与酸性气体等。

(2) 腐蚀损伤形式

疲劳关键部位通常为连接件紧固孔、焊接区及圆角等，涉及的材料主要是钢、铝合金，腐蚀损伤机理多为缝隙腐蚀和电偶腐蚀。不同的材料主要损伤形式具体形态不完全相同，钢结构主要表现为连接螺栓锈蚀、连接孔壁及孔边表面产生锈斑和棕黄色腐蚀产物；铝结构主要表现为衬套与耳片孔出现的灰白色腐蚀产物、孔边蚀斑与蚀坑及衬套的锈蚀。

5.2.2　疲劳关键部位加速试验环境谱的基本构成

疲劳关键部位加速试验环境谱的基本构成如下：

①用酸性 NaCl 溶液或酸性盐雾反映地面停放环境中盐雾和酸性气体的作用，通过加大 NaCl 和酸的浓度实现加速。由于实际地面环境中酸性气体由含硫工业废气或酸雨产生，因此，加速试验环境谱所含的酸多采用 H_2SO_4 或 H_2S。

②用 RH＝95％的潮湿空气加速反映地面停放环境谱中潮湿空气的作用，由于地面停放时疲劳关键部位的温度通常不高，适当提高温度也可起到加速作用。

③含盐、酸成分的潮湿空气的凝露过程对金属腐蚀有较大影响，因此，在加速试验环境谱中对此要有所体现。

④疲劳关键部位，特别是连接件紧固孔部位，有时紧固件与孔连接处带有一定的涂层，但在飞机飞行过程中承受较大载荷时，产生较大的相对变形，这部分涂层很容易裂开而丧失对孔的保护作用。因此，在加速试验环境谱中应视疲劳关键部位具体情况，在加速试验环境谱施加之前增加一定次数的高载静拉伸。

5.2.3　一种典型的疲劳关键部位加速试验环境谱

针对外场典型的使用环境和结构腐蚀情况，参考北大西洋公约组织在九个国家的实验室开展预腐蚀对结构寿命影响时所用的加速试验环境谱，提出如下主要针对钢、铝结构的周期浸润形式的加速试验环境谱，它由两部分构成：

①酸性 NaCl 溶液浸泡。通常采用 5％ NaCl 溶液中加入少量稀 H_2SO_4，使 pH 值达到 4.0～4.5，以模拟盐雾和酸性气体的作用。

②温湿环境下表面溶液的烘干过程。通常在 40℃左右及 RH＝95％～100％湿度下，用远红外灯照射烘干试件，以模拟潮湿空气及凝露的作用过程。

一个加速周期可由 30～60min 组成，浸泡时间约占$\frac{1}{4}$～$\frac{1}{3}$。

增加加速试验前该部位对应的最低温度下的若干次高载静拉伸，拉伸应力为疲劳应力谱中的最大应力。

5.3　腐蚀失效关键部位涂层加速试验环境谱

5.3.1　影响涂层失效的主要腐蚀因素和涂层失效形式

5.3.1.1　腐蚀失效关键部位的分类

腐蚀失效关键部位主要包括如下两类：

①外露腐蚀失效关键部位。主要受外界腐蚀环境作用的腐蚀失效关键部位，如机身、机翼和尾翼蒙皮外露腐蚀失效关键部位，其基体材料多为铝合金，连接形式主要为铝铆钉、钢铆钉和钢螺栓。

②内部腐蚀失效关键部位。处于飞机结构内部的腐蚀失效关键部位（如铝合金梁、框腹板），通常承受的应力水平不高，但容易积存腐蚀介质，对腐蚀比较敏感，容易发生腐蚀失效。

5.3.1.2　主要腐蚀因素

①外露腐蚀失效关键部位所处环境主要为外界停放自然环境。由于飞机结构形式和部位的限制，飞机结构下表面容易吸附腐蚀介质，并且较长时间保持湿润状态，从而外露部位腐蚀比较严重的通常为飞机蒙皮下表面。外界环境中的潮湿空气、盐雾和酸性气体直接对涂层产生作用；温湿环境的交替作用导致湿气凝结，积聚在表面连接部位，使涂层产生损伤；紫外线和温度作用会加速有机涂层的老化，虽然下表面结构不会受太阳光的直接照射，但是每日早晚会有一部分太阳光斜射到下表面。除上述外界自然环境因素外，飞机在高空飞行过程中，外部结构会承受一定的低温和载荷作用，导致涂层龟裂；超声速飞行过程中，飞机结构在较短时间内表面温度会快速升高，导致飞机结构涂层性能弱化。

②内部腐蚀失效关键部位多为容易积聚腐蚀介质的结构，由于外部结构的密封性能较差，外界雨水沿着上部结构的缝隙直接流入或渗入，在腐蚀失效关键部位表面聚集；积聚的水分会蒸发，构成高湿环境，而外部渗入的潮湿空气、盐雾和酸性气体也会在内部构成较严重的局部环境。对于临近发动机部位的内部结构，在飞行过程中，发动机工作会使内部结构产生高温环境，同时还要承受一定的疲劳载荷作用。总的来说，内部腐蚀失效关键部位的主要腐蚀因素为积聚的水分、潮湿空气、盐雾、酸性气体、疲劳载荷或一定的高温作用。

5.3.1.3　涂层失效形式

①对外露腐蚀失效关键部位（连接件）而言，环境腐蚀导致涂层老化直至失效，不断降低涂层和金属基体的附着力，导致涂层下的金属基体发生腐蚀。外露腐蚀失效关键部位涂层失效形式主要为涂层失光变色、起泡、开裂、剥落以及金属基体腐蚀等。由于连接部位，如连接铆钉、螺栓头表面和连接孔边一般为涂层防护薄弱部分，一旦涂层失效，外部腐蚀介质会渗入关键部位连接缝隙，导致金属基体腐蚀，该部位腐蚀一般比较突出。

②对内部腐蚀失效关键部位而言，涂层的失效机理与外露腐蚀失效关键部位基本相

同，主要区别在于内部结构无紫外线作用。涂层失效形式也主要表现为失光变色、起泡、剥落、金属基体腐蚀等。但由于内部腐蚀失效关键部位一般不易检查和及时维修，发现结构腐蚀时，关键部位的腐蚀可能已经比较严重，处于腐蚀失效的后期，此时的失效形式主要表现为涂层大面积剥落、金属基体腐蚀、产生蚀坑和一定量的腐蚀产物。

5.3.2　外露腐蚀失效关键部位的加速试验环境谱

5.3.2.1　基本构成

参考美国空军制定并应用于 F-18 飞机结构的涂层加速试验环境谱及试验程序（见参考文献[5－4]，以下简称 CASS 谱）。该谱主要针对军用飞机在亚热带沿海地区服役的环境条件，构成合理，其流程图如图 5-1 所示，其中，一个周期包含五个环境块，当量外场使用一年，综合考虑腐蚀环境中的主要因素如湿热、光照、盐雾、热冲击及低温疲劳开裂等的影响，其作用顺序基本与使用情况相符，反映了飞机停放时，早晚多受高湿、盐雾作用，白天受紫外线辐射、热冲击及载荷作用的实际情况。我国军用飞机使用环境与美国基本相同，从而可以用该谱作为编制涂层加速试验环境谱的基础。

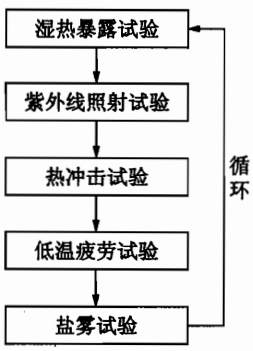

图 5-1　涂层加速试验环境谱及其流程图

5.3.2.2　各环境块试验条件确定方法

上述加速试验环境谱的各环境块试验条件不仅取决于使用地区，而且与具体机种的典型腐蚀失效关键部位实际情况有关。因此在涂层加速试验环境谱时，必须对各环境块逐个分析和确定，下面给出确定的方法。

(1) 湿热暴露试验

湿热环境是飞机结构面临的主要腐蚀环境，是引起涂层失效及金属基体腐蚀的主要因素，基本取决于气候条件。我国军用飞机服役的腐蚀较严重地区为亚热带沿海地区及内陆湿热地区，温度、湿度环境与美国气候条件基本相同，因而可以采用 CASS 谱中的湿热部分，即在相对湿度 RH＝95％、温度 T＝43℃条件下作用 7 天。

(2) 紫外线照射试验

太阳辐射光谱对有机涂层的作用主要是紫外线引起的老化。紫外线辐射强度随纬度、地区和季节而异，而腐蚀失效关键部位涂层能接受到的紫外线辐射强度又与该部位的位置有密切关系，通常可以对我国典型地区的紫外线辐射量进行测量统计得到年总辐射量，再根据结构具体部位进行换算得到。紫外线照射试验由紫外线辐射环境箱实现，其一个周期的试验时间由环境箱内试件表面辐射强度和关键部位单位面积一年接受的总紫外线辐射量确定，并等于后者除以前者。紫外线辐射造成的涂层老化还与光照时环境温度有一定关系，它可参考参考文献［5－4］、GB2424.14（参考文献［5－7］）及 ASTM53-84 加以选取，大致在 50～55℃范围。

(3) 热冲击试验

飞机结构表面快速气动加热会影响飞机结构涂层性能及涂层与金属基体的附着力，为突出温度对涂层的影响，通常取试验温度为该部位出现的最高温度，作用时间取一年内的高温环境平均作用时间，同时还要模拟温度变化过程对涂层质量的影响，从而对升温和降温过程要进行适当的控制。

(4) 低温疲劳试验

低温下疲劳载荷的作用会降低涂层质量，影响涂层和金属基体的附着力，并使涂层产生微裂纹，造成涂层的严重损伤。温度通常取使用过程中出现的最低温度，它主要取决于外界环境温度。

参考 CASS 谱，将疲劳载荷取为恒幅，以充分反映对涂层产生微裂纹的作用，应力水平的高低由典型部位的实际应力谱决定，取恒幅应力水平为疲劳载荷谱中造成最大损伤的应力，而循环次数则为将一年应力谱的各级应力按等疲劳损伤的原则当量折算于恒幅试验应力水平所对应的总循环数，恒幅应力比通常选取疲劳载荷谱中损伤较大的应力对应的应力比。

(5) 盐雾试验

盐雾是飞机结构表面涂层和金属基体腐蚀的主要影响因素，我国军用飞机与美军飞机地面停放的气候环境大体相同，可取盐雾暴露时间和 CASS 谱一致。但是，CASS 谱中盐雾环境块中没有明确和区分中性和酸性盐雾，而我国飞机服役典型地区的实际工业大气环境可能不同于美国，必须考虑酸性盐雾的作用。因此，盐雾试验采用中性和酸性盐雾的组合，中性盐雾为用蒸馏水配制的百分比浓度为 $(5\pm0.1)\%$ 的 NaCl 溶液，pH=6.5～7.5；酸性盐雾为在 NaCl 溶液中加入稀 H_2SO_4，pH=3.5～4.5；环境温度参考盐雾试验标准，取 T=35℃，作用时间为 7 天。中性与酸性盐雾的时间比例取决于飞机服役地区的酸雨比例，就我国工业大气环境较恶劣的机场而言，酸雨比例在 40%左右，对应的中性与酸性盐雾作用时间可分别取 4 天和 3 天。

5.3.2.3　一种典型的外露腐蚀失效关键部位涂层加速试验环境谱

结合我国亚热带沿海地区使用的×型歼击机的主要外露腐蚀失效关键部位——机身、机翼和平尾下蒙皮，以上述外露部位加速试验环境谱及各环境块试验条件确定方法为基础，在沿用温湿与盐雾试验条件前提下，对其他三个环境块的试验条件加以确定（重点是紫外线照射试验条件），构成一种典型的代表地区停放 1 年的外露腐蚀失效关键部位涂层加速试验环境谱。

(1) 确定紫外线照射试验条件

① 我国亚热带地区年紫外线辐射量的估算

采用实测法确定紫外线辐射量。参考文献 [5－8] 中给出了我国 13 个城市年平均太阳辐射量的实测值（见表 5-1），其中广州、成都、武汉、南京、福州、拉萨六个城市处于亚热带。而广州地区邻近×型飞机机场，能代表该型飞机实际环境作用情况，而且气象站测试设备比较齐全，测试结果比较真实可靠，在六个城市中，除拉萨海拔高度明显偏高，太阳辐射量偏大外，在×型飞机可能使用的亚热带地区中，广州地区纬度偏低，太阳辐射量偏大，用其确定紫外线辐射量略偏保守，因此，选择广州的年平均辐射量

Q=4687MJ/m²作为确定我国亚热带地区紫外线辐射量的基础。

表 5-1　我国 13 个城市的年平均太阳辐射量

城市	Q（MJ/m²）
沈阳	4665
北京	4921
兰州	5151
西安	4086
武汉	4114
南京	3889
成都	3507
福州	4215
广州	4687
拉萨	6998
昆明	5497
海口	5332
吐鲁番	5089

由于我国气象站缺乏分光谱辐射强度测量仪器，测试也比较复杂，所以，紫外线辐射强度测试数据较少，仅广州测得 1987 年紫外线总辐射量为 299MJ/m²，当年的太阳总辐射量为 4580.3MJ/m²，由此可算出紫外线辐射量占太阳总辐射量的比例为 $\eta=\frac{299}{4580.3}=6.53\%$。将 η 乘上广州地区年平均太阳总辐射量，得到了广州地区年平均紫外线辐射量 Q_Z=306.06MJ/m²。

②初步估算×型飞机外露腐蚀失效关键部位年紫外线辐射量

×型飞机外露腐蚀失效关键部位难以接受太阳光直接照射，而紫外线基本不能由机场地面予以反射，只在早、晚太阳光斜射时接受少量紫外线照射，而且斜射的紫外线也只能部分地达到下翼面。因此，取早、晚辐射量的$\frac{1}{4}\sim\frac{1}{2}$被下表面接受来估计腐蚀失效关键部位的紫外线辐射量。

每年不同季节紫外线辐射量的变化和太阳光辐射量变化相同，夏至日紫外线辐射量最强，用 Q_{ZX}表示；冬至日紫外线辐射量最弱，用 Q_{ZD}表示。$\frac{Q_{ZX}}{Q_{ZD}}$值与纬度关系很大，参考文献［5－8］引述了 AD74 报告中的国外统计资料，见表 5-2。广州地区纬度 23°，故可近似取其$\frac{Q_{ZX}}{Q_{ZD}}=3$。通常每年的紫外线总辐射量可表示为：

$$\begin{aligned} Q_Z &= \frac{1}{2}(Q_{ZX}+Q_{ZD})\times 365 \\ &= 2Q_{ZD}\times 365 \end{aligned} \tag{5-1}$$

表 5-2　$\frac{Q_{ZX}}{Q_{ZD}}$值

纬度	地点	$\frac{Q_{ZX}}{Q_{ZD}}$
17.5	依尼斯非尔	2
26.26	德黑兰	4
51.5	伦敦	10

假设夏至日早 7 时前、下午 5 时后，冬至日早 8 时前、下午 4 时后，太阳光斜射至平尾和机翼下表面。参考文献［5－8］引用了 AD74 报告中北纬 33°处夏至与冬至日全天太阳直接辐射量的变化，如图 5-2 所示。

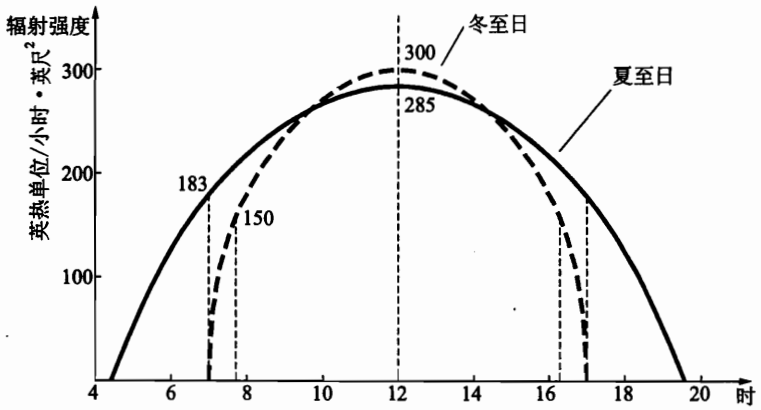

图 5-2　夏至与冬至日太阳辐射强度

按图 5-2 近似量取数值进行计算，得到

夏至日早、晚斜射量占全天辐射量的比例为：

$$K_X=\frac{183\times 2.5}{285\times 7.5}=0.214$$

冬至日早、晚斜射量占全天辐射量的比例为：

$$K_D=\frac{150\times 1}{300\times 5}=0.1$$

于是，全年紫外线斜射量为：

$$Q_Z'=\frac{1}{2}\ (K_XQ_{ZX}+K_DQ_{ZD}\times 365=\frac{1}{2}Q_{ZD}(3K_X+K_D)\ \times 365$$

它占全年紫外线总辐射量的比例为

$$K_Z=\frac{1}{4}\ (3K_X+K_D)\ =0.1855$$

飞机在停放时盖有蒙布，阻挡了太阳光的照射，只有机械日（1 天/周）、飞行前准备和维护时才打开蒙布。每年若飞行 100h 左右，根据外场调查统计结果，全年估计有 100～200天打开蒙布受到太阳辐射。考虑到这个因素，加上前述腐蚀失效关键部位均接受

早、晚辐射量的$\frac{1}{4}\sim\frac{1}{2}$，最终得到关键部位紫外线斜射量占全年紫外线总辐射量的比例为：

$$K_Z'=\frac{0.1855\times(100\sim200)\times(0.25\sim0.5)}{365}=0.0127\sim0.0508$$

而关键部位每年接受的紫外线辐射量为：

$$Q_Z'=(0.0127\sim0.0508)\times306.06=(3.85\sim15.54)\ \mathrm{MJ/m^2}$$

③试验时间的确定

在采用的紫外线辐射箱和试件放置条件下，试件表面紫外线辐射强度为 60W/m²，用 Q_Z'除以该值，得到加速试验环境谱中紫外线照射环境块的作用时间范围为 18～72h，它是估算结果。

为确定试验照射时间，采用该型飞机机身、机翼与平尾下蒙皮实际结构的连接件试件，其形状、尺寸如图 5-3 所示。连接形式包括铝铆钉、钢铆钉和钢螺栓连接，其表面涂层与飞机出厂时的涂层一致。将一组试件置于试验箱内，初选 48h 作为一个周期的照射时间，试验两个周期后取出试件，重点观察其表面涂层受紫外线照射后的失光变色、粉化情况，发现涂层变色严重、光泽明显下降。将紫外线照射 96h 的涂层与外场使用不同年限飞机的涂层进行对比，发现其失光、变色情况与使用 4～5 年的飞机情况相当。因此，在本文所用紫外线辐射箱及灯管、试件安排条件下，每个周期（相当于地面停放 1 年）对应的照射时间可偏保守地定为 24h。并由此反推出每年关键部位的紫外线辐射量为 $Q_Z'=5.18\mathrm{MJ/m^2}$。当采用其他各种规格不同的紫外线辐射箱时，只要测出对应试件表面的紫外线辐射强度 q_Z，即可求得每个周期（地面停放 1 年）所需的紫外线照射试验时间为：

$$t=Q_Z'=\frac{10^6}{(q_Z\times3600)}(\mathrm{h}) \tag{5-2}$$

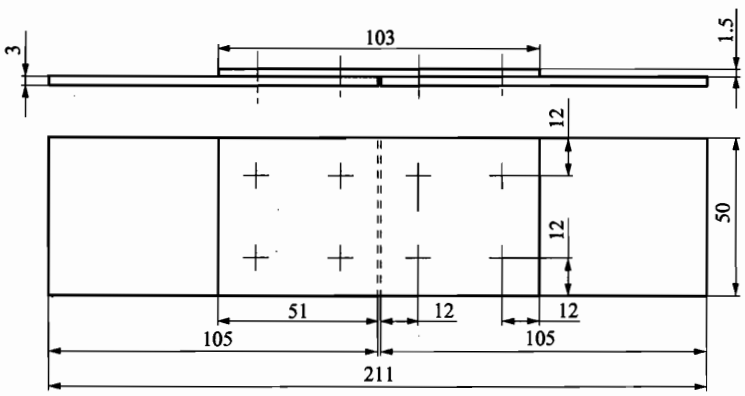

图 5-3　含涂层连接件模拟试件图

(2) 确定热冲击与低温疲劳试验条件

①×型飞机超声速飞行时关键部位的最高温度不超过 149℃，作用时间 1h 左右，因此，热冲击试验条件为 149℃下作用 1h，这和美国 F-18 飞机蒙皮涂层加速试验环境谱热冲击试验条件一致。

②将机翼下表面关键部位使用 1 年对应的应力谱向最大应力水平进行当量折算，应力

水平为（σ_{max}，σ_{min}）=（110，20）MPa，循环次数 500 次，高空飞行时外露部位的温度在 −53 ± 10℃范围，这就构成了低温疲劳试验条件。

（3）典型外露腐蚀失效关键部位涂层加速试验环境谱

典型外露腐蚀失效关键部位涂层加速试验环境谱及其流程如图 5-4 所示。

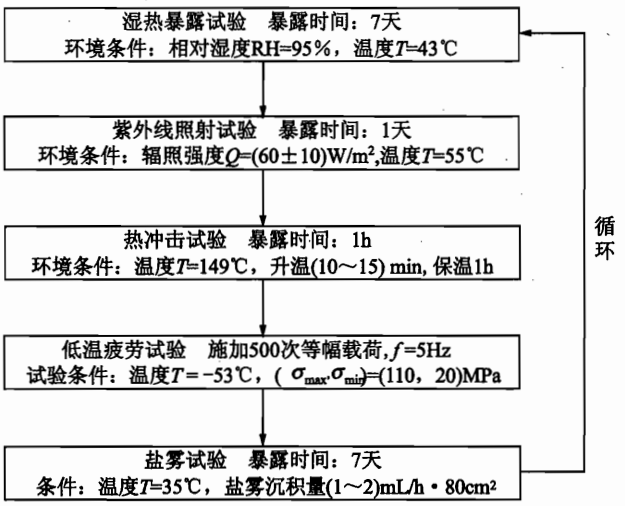

图 5-4　典型外露腐蚀失效关键部位加速试验环境谱

5.3.3　内部腐蚀失效关键部位加速试验环境谱

5.3.3.1　加速试验环境谱基本构成

如前所述，由于涂层失效机理与失效形式相同，当内部结构腐蚀环境强弱与外露腐蚀失效关键部位所处环境基本相同时，可以采用与图 5-1 相似的加速试验环境谱，但是必须根据具体情况对其进行适当调整。如果内部结构腐蚀环境比较恶劣，则上述环境谱可能无法建立适用的当量加速关系，必须加强环境谱的腐蚀作用。但是由于环境谱编制的复杂性，通常都是对现有的环境谱进行适当改进而获得。

（1）调整的涂层加速试验环境谱

对于局部腐蚀环境与外部自然环境相差不大的内部腐蚀失效关键部位，其腐蚀因素与外露腐蚀失效关键部位基本相同，从而可以采用与外露腐蚀失效关键部位涂层加速试验环境谱相近的形式，但由于腐蚀因素不完全相同，需要根据具体情况对涂层加速试验环境谱进行分析和调整，包括环境块的作用顺序和环境条件。

①湿热环境。可以取与涂层加速试验环境谱相同的环境条件，但其作用时间应根据具体部位而确定。

②紫外线照射。内部腐蚀失效关键部位没有紫外线照射作用，删去紫外线环境块。

③热冲击。根据内部结构所处部位不同，结构环境温度和作用时间不一样，通常的处理方法是，取该部位结构最高温度和每年的平均作用时间，以突出对涂层的影响，如果所

处部位无高温作用，则可删去热冲击环境块。

④恒温疲劳。恒幅疲劳应力水平同样采用等损伤折算的方法将具体部位1年的疲劳载荷谱折算为若干次谱中最大应力对应的恒幅作用，试验温度取决于飞机飞行时该部位的温度，当环境温度与常温差别不显著（例如在－10～80℃范围），涂层与结构的疲劳性能基本不受温度的影响，从试验方便性出发，试验温度则可取为室温。

⑤盐雾试验。采用与涂层加速试验环境谱相同的环境条件，但作用时间和中性、酸性盐雾作用时间的比例要根据具体部位腐蚀因素进行适当的调整。

根据结构所处部位的不同，环境条件为湿热＋（热冲击）＋恒温疲劳＋盐雾。下面给出一种典型的环境谱流程，如图5-5所示。

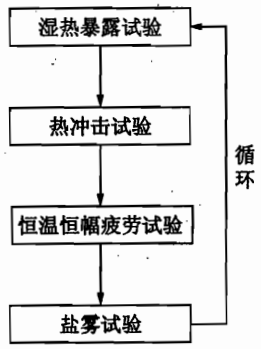

图5-5　内部腐蚀失效关键部位加速试验环境谱流程图

（2）溶液浸泡＋疲劳的加速试验环境谱

对于环境比较恶劣的内部腐蚀失效关键部位，采用上述调整的涂层加速试验环境谱，难以在适当的周期内加速再现外场出现的腐蚀损伤，可以采用加重腐蚀环境的方法。由于结构通常处于腐蚀介质的浸泡环境中，并承受着一定的重复载荷作用，通常可采用腐蚀溶液浸泡＋疲劳的加速试验环境谱。

①溶液。一般采用酸性NaCl溶液。由于基体通常为铝合金材料，可以参考借鉴金属基体加速试验环境谱中EXCO溶液（见参考文献［5－9］）的基本构成。在配制溶液时，根据外场腐蚀产物的组分分析更换溶液中的酸液。由于工业污染导致腐蚀环境中含有SO_2或H_2S，通常可将HNO_3调整为H_2SO_4，以保证失效形式和腐蚀产物组分的一致；同时要保证溶液pH值不变；浸泡环境温度可以取该结构地面停放时的平均温度；为加快腐蚀，也可以适当地提高温度。

②疲劳载荷。疲劳载荷与施加环境与（1）中④相同。

5.3.3.2　典型内部腐蚀失效关键部位加速试验环境谱

结合歼×飞机某主承力框下半框腹板进行说明。

（1）腐蚀损伤形式

歼×飞机结构外场检查发现：使用若干年的该机某主承力框下半框腹板出现比较严重的腐蚀，主要腐蚀形式为涂层失效、飞机结构大面积腐蚀，蚀坑深度达到3.0mm以上。

（2）腐蚀因素分析

对飞机结构形式、使用环境调查表明：地面停放时带有盐、酸成分的雨水渗入并积存在该框下半框部位，并有积水蒸发的含盐、酸成分的潮湿空气。由于下半框邻近发动机，平均每年有7.5h的70～100℃高温环境持续作用；飞行中腹板承受交变应力。腐蚀产物组分分析表明，腐蚀产物中含有较多的S，说明腐蚀因素含有S成分。

（3）加速试验环境谱编制

根据腐蚀损伤形式和主要腐蚀因素的分析，可以采用下述两种加速试验环境谱。

①调整的涂层加速试验环境谱

对5.3.2中的加速试验环境谱进行调整，得到调整的涂层加速试验环境谱，如图5-6

所示。

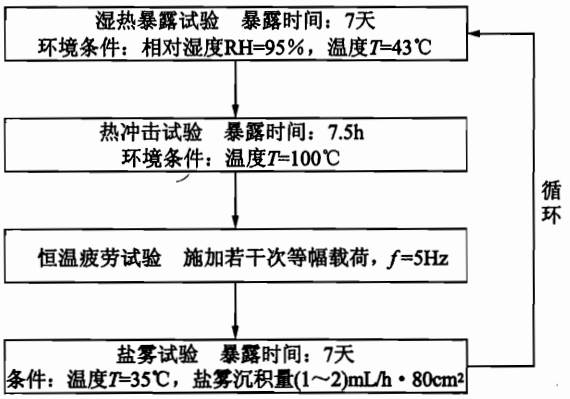

图 5-6　典型内部结构涂层加速腐蚀环境谱流程图

②溶液浸泡＋疲劳

根据外场腐蚀产物的能谱分析结果，在腐蚀损伤形式相当的前提下，对 EXCO 溶液的组分进行一定的调整，将 HNO_3 调整为 H_2SO_4，溶液配比为：

NaCl	234g/L
KNO_3	50g/L
浓 H_2SO_4	3mL/L

温度 $T=(43\pm2)$℃。

常温疲劳：室温大气环境下施加恒幅载荷若干次，$f=4$Hz。

5.3.4　金属基体加速腐蚀试验环境谱

(1) 金属基体的主要腐蚀因素及腐蚀损伤形式

①腐蚀因素

表面涂层腐蚀失效后，由于潮湿空气、盐雾、酸性气体以及积水、凝露等的作用，金属基体发生电化学腐蚀。

②腐蚀损伤形式

飞机结构腐蚀失效关键部位典型的金属基体为铝合金结构，铝合金结构最常见、最主要的腐蚀损伤形式为点蚀和剥落腐蚀，产生灰白色腐蚀产物。

(2) 加速试验环境谱的基本构成

大量的试验研究表明，EXCO 溶液能很好地加速再现铝合金结构在服役期间出现的腐蚀损伤过程，从而取铝合金基体加速试验环境谱为：

①EXCO 溶液浸泡，其配比为：

NaCl	234g/L
KNO_3	50g/L
HNO_3（浓度为 68%）	6.8mL/L

溶液 pH＝0.4。

②温度 T＝25℃。

5.4 加速腐蚀试验技术

5.4.1 引言

在5.1节中已明确指出，为确定长时间的地面停放腐蚀对飞机结构疲劳寿命或涂层失效的影响规律，评定飞机结构的日历寿命，必须通过加速腐蚀的方法实现。5.2～5.3节中介绍了各类关键件与关键部位的加速试验环境谱，而各类加速试验环境谱的实现必须依赖于对应的加速腐蚀试验技术。加速腐蚀试验技术主要包括以下两部分内容。

①试验设备与装置

以周期浸润形式为主的疲劳关键部位加速试验环境谱，由温湿－紫外线－热冲击－低温疲劳－中性及酸性盐雾五个环境块构成的外露腐蚀失效关键部位加速试验环境谱，以溶液浸泡为主的金属基体加速试验环境谱，不同内部腐蚀失效关键部位的加速试验环境谱以及腐蚀/疲劳加速试验环境谱，它们所包含的各种加速腐蚀试验的实施必须通过与之相适应的试验设备与装置。在确定空中环境下腐蚀疲劳对结构寿命影响时，需进行各种腐蚀介质下模拟试件的疲劳试验，也需要有对应的设备予以实现。这些试验设备与装置必须能达到加速试验环境谱对应部分的各项技术指标要求，应该尽可能地选择国内外公认的、定型的先进设备，对于一些专用试验装置或引进费用过高的设备，可以结合技术要求与实际情况自行研制。

②加速腐蚀试验实施技术

进行各类加速腐蚀试验时，为保证试验的有效和可靠，必须对试验的各个环节指定明确的技术方法与对应的要求。

5.4.2 加速腐蚀试验设备与装置

5.4.2.1 疲劳试验机

疲劳试验机在加速腐蚀试验中主要用于：

①在疲劳关键部位模拟试件加速腐蚀试验前进行大载静拉伸。

②在疲劳关键部位模拟试件加速腐蚀至相当于地面停放若干年后的疲劳试验，以及腐蚀－疲劳交替试验。

③腐蚀失效关键部位模拟试件的低温（或常温）疲劳试验。

④腐蚀疲劳试验。

疲劳试验机一般采用国外先进的液压伺服疲劳试验机，如MTS、Instron系列疲劳试验机，也可采用性能可靠的国内类似试验机。以MTS810-500kN疲劳试验机为例，如图

5-7 所示，该疲劳试验机有三种控制方式（载荷/应力控制、应变控制、位移控制）；两种加载方式：轴向拉伸和轴向压缩；加载频率为 0～30Hz；四级载荷控制档位（50、100、250 和 500kN）；加载精度：静载误差范围为±0.5%，动载误差范围为±1%。

图 5-7　MTS810-500kN 疲劳试验机图

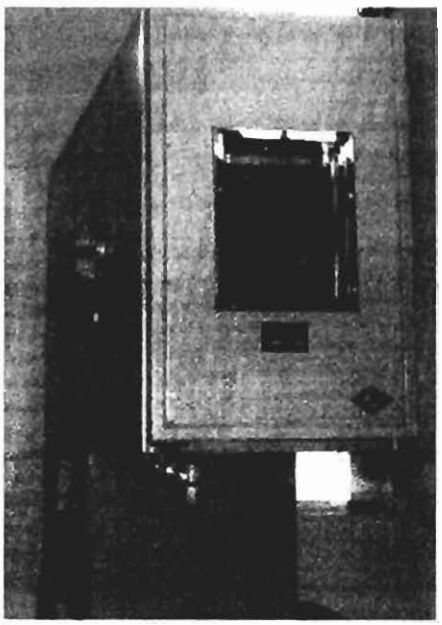

图 5-8　DYW40 多功能盐雾腐蚀试验箱

5.4.2.2　腐蚀疲劳试验环境箱

腐蚀疲劳试验环境箱与疲劳试验机配套使用，主要用于单一介质或组合介质环境下试件的腐蚀疲劳试验。

腐蚀疲劳试验环境箱可以引进与疲劳试验机（如 MTS、Instron 试验机）配套的环境箱，但这些环境箱价格很高，因此，也可以自行研制、国内生产，如北京航空工程技术研究中心研制的 DYW40 多功能盐雾腐蚀试验箱，如图 5-8 所示。其主要技术指标如下：

工作室容积：400L；

温度范围：室温～55℃，误差：±0.5℃；

相对湿度范围：50%～100%，误差：±5%；

盐雾沉降量：在 0.5～2mL/（h·80cm^2）范围内可调；

SO_2、H_2S 的浓度可根据试验技术要求调节。

必须指出，在研制与疲劳试验机配套的环境箱时，必须设计专门的试验夹具，其一端夹持于疲劳试验机夹头，另一端伸入环境箱而有效可靠地夹持住试件。

5.4.2.3　周期浸润腐蚀试验箱

周期浸润腐蚀试验箱主要用于实现疲劳关键部位加速试验环境谱对应的溶液浸泡—烘干的腐蚀过程。

周期浸润腐蚀试验箱是一种专用设备，可以在现有产品中选择，也可结合需求自行研

制。北京航空工程技术研究中心在参照国内外同类环境试验设备的基础上研制了ZJF-75F周期浸润腐蚀试验箱（国家专利号：ZL 01 2 20034.4），如图5-9所示。其主要工作原理为：双向电动机与双向齿轮机构连接后，通过传动装置带动升降机构、托架和腐蚀溶液槽上下直线运动，以实现试件浸入腐蚀溶液或离开溶液由远红外灯烘烤。试件在溶液中的浸润时间和在溶液外的烘烤时间（即浸润周期）由双向时间控制器自动控制。目前，北京航空航天大学、中国飞机强度研究所、海军航空技术学院青岛分院等研究单位均已配备了该试验箱。其主要技术指标如下：

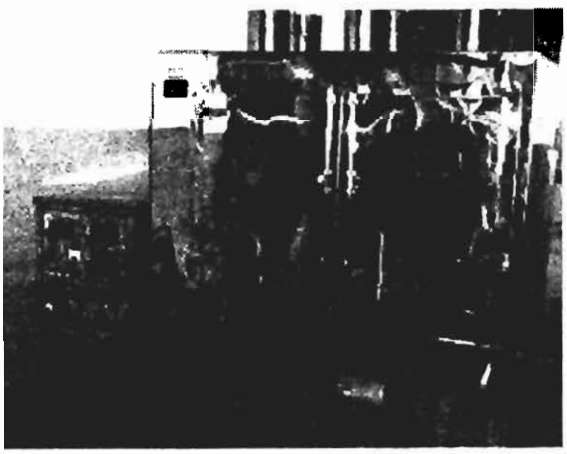

图5-9　ZJF-75F周期浸润腐蚀试验箱

工作室容积：750L；

试验温度范围：35～65℃，误差：±1℃；

相对湿度范围：65%～95%，误差：±5%；

浸润与烘烤周期：可在0～100h范围内调节。

5.4.2.4　温湿试验箱

温湿试验箱主要用于实现腐蚀失效关键部位加速试验环境谱中的温湿环境块，还可用于热冲击试验。

温湿试验箱可以从通用的温湿试验箱产品中加以选取，国内外比较成熟的相关生产厂家有重庆万达仪器有限公司、上海实验仪器有限公司以及美国Thermotron公司、德国Weiss公司、意大利ACS公司等。以意大利ACS公司的H1200C温湿交变试验箱为例，如图5-10所示。该试验箱能够满足国内外所有湿热试验标准规定的技术要求，可进行恒温、恒湿和湿热交变湿热环境试验。其主要技术指标如下：

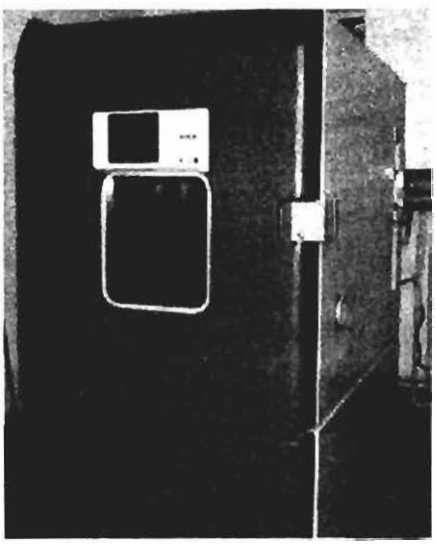

图5-10　H1200C温湿交变试验箱

工作室容积：1200L；

温度范围：(－75～＋180)℃，误差：±0.5℃，升温速率：5℃/min，降温速率：3℃/min；

相对湿度范围：10%～100%，误差：1%。

5.4.2.5　紫外线老化试验箱

紫外线老化试验箱主要用于实现腐蚀失效关键部位加速试验环境谱中的紫外线照射环境块。

紫外线老化试验箱可以引进国外的相应设备，但价格偏高。北京航空工程技术研究中心研制成功 UR2600 紫外线老化试验箱（国家专利号：ZL 01 2 79438.4），如图 5-11 所示。该试验箱由保温箱体、工作室、紫外线照射系统、加温与冷却系统、加湿与去湿系统、机械传动系统以及测控系统组成。其特点在于：保温箱体由中间填有发泡树脂保温材料的箱壁围成，箱体前部为工作室，箱体正面为箱门，工作室后面与后箱壁之间安装了制冷机组、加湿器、加热器、蒸发器、循环风机，箱体后部左侧外壁中上部位置是控制面板，无级减速传动装置固定在箱体工作室顶部，并通过转轴与工作室内的试样挂架连接。另外，还设有超压、超温、过载、缺水、断水的保护及声、光报警装置。工作室内壁由镜面不锈钢板制成，四角各安装 1 支 3kW 的风冷式氙灯，正中央是试样挂架，试样挂架中心穿过转轴，并与之固定在一起，转轴上端与蜗轮减速机连接，由无级调速电机通过蜗轮减速机带动转轴及试样挂架旋转。该试验箱不仅可进行紫外线加速老化试验，而且还兼容了湿热环境试验箱的功能，可单独对试件进行不同温度和湿度条件下的湿热环境试验。其主要技术指标如下：

图 5-11　UR2600 紫外线老化试验箱

工作室容积：2600L；

试验温度范围：(－20～＋70)℃，误差：±2℃；

相对湿度范围：30%～98%，误差：±5%；样架转速：0～0.2r/min；

紫外线辐照强度和波长：满足美国军用标准 MIL-STD-810《环境试验方法和工程导则》等相关环境试验的技术要求。

5.4.2.6　盐雾腐蚀试验箱

盐雾腐蚀试验箱主要用于实现腐蚀失效关键部位加速试验环境谱中的中性和酸性盐雾环境块。

盐雾腐蚀试验箱可从通用的盐雾腐蚀试验箱产品中加以选取，5.4.2.4 中的相关公司均有比较成熟的相关产品。以意大利 ACS 公司的 DCTC1200P 盐雾腐蚀试验箱为例，如图 5-12 所示。该盐雾箱可满足国内外所有盐雾试验标准规定的技术要求。其主要技术指标如下：

工作室容积：1200L；

温度范围：室温～55℃，误差：±0.5℃；

相对湿度范围：50%～100%，误差：1%；

盐雾沉降量：在 0.5～2mL/（h·80cm²）范围内可调。

图 5-12　DCTC1200P 盐雾腐蚀试验箱

5.4.2.7　溶液浸泡试验装置

溶液浸泡试验装置主要用于：

①金属基体的加速腐蚀试验。

②内部腐蚀失效关键部位加速试验环境谱中的溶液浸泡试验。

③腐蚀疲劳试验前试件的恒温预浸泡。

溶液浸泡试验装置一般依据试验要求自行研制，以北京航空航天大学采用的一种恒温水浴锅为例，如图 5-13 所示。它由水浴锅和温控系统组成，主要性能指标为：

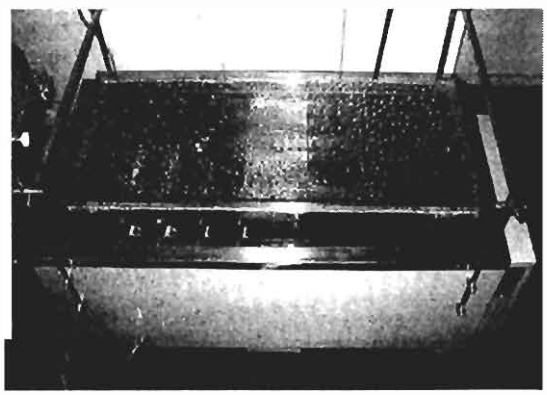

图 5-13　电热恒温水浴锅

工作室容积：150L。

温度范围：室温～80℃，误差：±1.0℃。

温度均匀度：±1.0℃。

升温速率：15℃/h。

5.4.2.8　综合环境/载荷试验系统

为实现中等尺寸的构件或组合件综合环境腐蚀－疲劳交替试验，以便在一定程度上验证腐蚀环境下疲劳寿命与日历寿命评定结果，发展综合环境/载荷试验系统有着重要的意义。应该指出，这里的综合环境试验仍然是一种加速环境试验，综合环境谱及其当量关系尚需加以研究，但试验系统的研制却是一项重要的基础性工作。下面概要介绍北京航空工程技术研究中心研制的 ZH25 综合环境/载荷试验系统。该试验系统可对中等尺寸部件及组合件，如承力框、壁板、盒段、承力梁、起落架结构等进行温度、湿度、盐雾、SO_2、H_2S、淋雨和多点协调加载疲劳共七种因素、多种组合形式的腐蚀/疲劳综合试验，也可进行发动机、机载设备综合环境可靠性验证试验。试验过程既可采用计算机全数值控制，又可手动操作实现控制。该设备的研制成功填补了国内飞机结构大型复杂综合环境/载荷试验设备的空白。其主要技术指标如下：

工作室容积为 25m³，外部体积约 40m³；

温度范围：(－70～＋85)℃，误差：±3℃，升温速率：3℃/min，降温速率：2℃/min；

相对湿度范围：50%～100%，误差：±5%；

盐雾沉降量：在（0.5～2）mL/（h·80cm²）范围内可调；

SO_2、H_2S 的浓度可根据试验要求调节；

淋雨：雨滴直径为 0.5～4.5mm，降雨强度为（5～20）cm/h。

5.4.3　加速腐蚀试验实施技术

5.4.3.1　试件的放置

(1) 低温环境盒

低温环境盒主要用于疲劳关键件预腐蚀前的低温静拉伸和涂层模拟试件的低温疲劳试验，见图 5-14。该盒由有机玻璃胶结而成，可以耐（－100～120℃）温度。试验过程中将该盒套在试件工作段，然后放入装有由液氮和酒精配置的低温溶液的密封袋，可以保证试验过程的恒定温度状态。

(2) 盐雾试验试件搁架

按我国国家标准（GB10125—88）的要求，进行盐雾试验时，试件受试面和盐雾沉降方向的夹角为（20±5°）；美国 ASTM 标准（ASTM B117-64、ASTMB 287-62、ASTM B363-61T 等）要求为 15°～30°，德国 DIN 标准（DIN 50021-SS、DIN 50021-ESS、DIN 50907 等）要求为 20°～40°。试件搁架采用绝缘的耐酸碱盐材料（一般为塑料或有机玻璃）制作，保证试件之间相互绝缘，同时应保证相邻试件间保持一定的距离，一般要求试件垂直投影间距在 10mm 以上，以保证盐雾能充分的沉降。另外，试件架应有足够的刚度和承载能力。

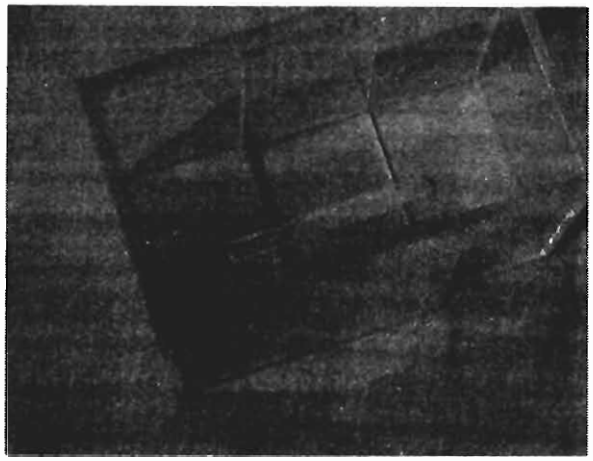

图 5-14 低温环境盒

图 5-15 为北京航空航天大学设计加工的与 DCTC1200P 盐雾腐蚀试验箱配套的一种典型的试件搁架。

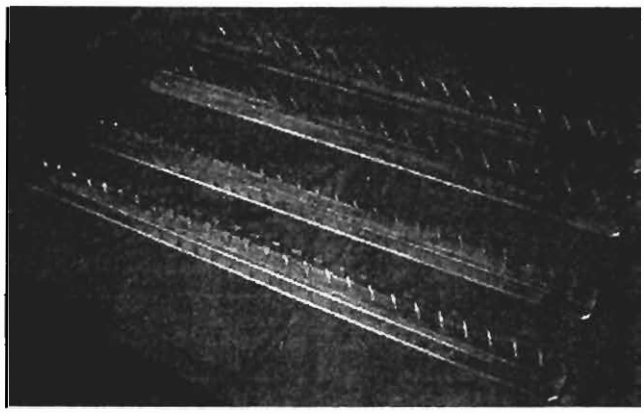

图 5-15 盐雾试验试件搁架

(3) 溶液浸泡

为保证试验过程中溶液介质成分的稳定性，溶液体积与试件表面积（工作面积）之比一般应为 10～30mL/cm^2，但鉴于在进行飞机结构模拟件加速试验时，试件表面积大，试件数目多，为保证试验的稳定性，要求定期更换溶液，可以适当的调整该比例关系。溶液浸泡试验时，试件一般放置在用绝缘材料制成的搁架上，保证试件与容器底部以及试件之间不接触。原则上要求将试件表面水平向上放置，不同类型的试件不能放置在同一个容器中。上述要求可以根据具体情况进行适当的调整。图 5-16 为一种典型的试件搁架。

(4) 其他

不同的试验要求专用的试件搁架和放置方式。其他试验包括外露腐蚀失效关键部位的温湿、紫外线、热冲击试验过程，相关试验设备已经能够保证试验的顺利进行或者不需要专门的设备。需要注意的是，上述环境下的试验必须保证试件之间、试件和搁架之间绝

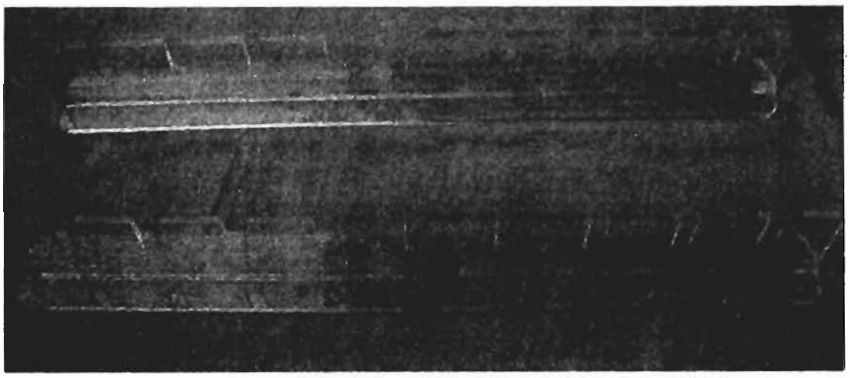

图 5-16　溶液浸泡试件搁架

缘，试件放置时不应承受额外的载荷。

5.4.3.2　试验件非考核部位的保护

（1）目的

试件非考核部位的腐蚀可能导致异常的试验结果，因此，在加速腐蚀试验前，需要对试件非考核部位进行适当的保护。疲劳关键件加速腐蚀前的高载静拉伸破坏了夹持部位的保护涂层，在加速腐蚀过程中会产生严重腐蚀，腐蚀产物将会影响关键部位基体材料的腐蚀状态和试件夹持；内部腐蚀失效关键部位和金属基体在具有强腐蚀性的溶液中浸泡时，需要对试件非工作面进行保护，如试件边缘、背面等，使非试验面的腐蚀减少到最小；内部腐蚀失效关键部位在进行浸泡＋疲劳试验过程中对试件夹持部位的保护，会避免试件的意外破坏或者试验机受到腐蚀产物的影响。

（2）保护试剂（材料）

保护试剂（材料）必须有良好的附着力和防渗透性，不含导致试件表面腐蚀的渗透离子或保护性油脂，对外界环境能良好隔离。通常采用稳定性好、与溶液无化学反应、无毒无腐蚀的有机或无机材料，一般采用 704 高分子胶或石蜡＋松香，不能使用防水胶等可能诱发腐蚀的材料。

（3）试件的保护过程或方法

①试验前采用合适的试剂，如丙酮或无水乙醇、蒸馏水擦洗试件表面，除去试件表面污渍。

②用纯净水清洗试件，在恒温干燥箱中烘干或者在室温下采用稳定风速吹干。

③对试件进行保护，一般应在通风环境中用软毛刷将保护试剂（材料）轻轻涂抹在试件非考核部分，涂抹一至两次，避免遗漏或有缺陷，涂抹结束后在室温环境下晾干。

④试件保护完毕后，在干燥器皿中保存以备试验。

5.4.3.3　试件腐蚀情况的检查与记录

（1）疲劳关键部位

腐蚀试验过程中记录疲劳关键部位的腐蚀情况，如裂纹萌生处涂层起泡、金属基体表面光泽变化、蚀坑尺寸、腐蚀产物，以及溶液的颜色、环境参数等的变化情况。疲劳试验过程中记录裂纹萌生位置，试验结束后观察试件断口，尤其是裂纹萌生点的腐蚀情况。

(2) 外露腐蚀失效关键部位

①衡量指标。外露腐蚀失效关键部位，以起泡、开裂、剥落、基体腐蚀、失光变色以及粉化等六项指标来衡量涂层的腐蚀损伤，主要考核连接部位的涂层质量，并且重点考核起泡、开裂、剥落和基体腐蚀。一旦基体出现明显的腐蚀，则认为涂层失效；对于连接件试件，主要关注的是连接钉头表面和孔边一定尺寸范围（通常取为钉头直径）内。

②需要测量检测区域内气泡的数量、尺寸和密度；开裂尺寸和数目；若发生剥落现象，则需要测量剥落的直径和面积；基体腐蚀关注的是蚀点大小、密度以及腐蚀产物的多少；失光变色现象通常定性描述。

③每个完整周期试验结束后，应在合适的光照下对试件腐蚀情况进行检查。

(3) 内部腐蚀失效关键部位

当内部腐蚀失效关键部位腐蚀情况不严重时，主要检测表面涂层的腐蚀损伤情况，衡量指标和检查过程与外露腐蚀失效关键部位基本相同。但由于内部腐蚀失效关键部位无紫外线照射，通常失光变色和粉化现象不明显，比较关注的是涂层起泡、剥落和基体腐蚀情况，一旦基体发生明显腐蚀，检测方法与金属基体的检测方法相同，见（4）。检测时间一般在每个试验周期结束后。

(4) 金属基体

飞机结构金属基体一般为铝合金，腐蚀情况检测比较关注基体蚀坑形状和尺寸，主要是蚀坑的面积、深度和密度。试验过程中注意观察试件在溶液中的腐蚀过程，以及溶液的参数变化情况。

5.4.3.4　试验过程中的注意事项

①由于试件的保存、运输过程中可能会导致试件表面沾上油脂，试验前采用合适的溶剂清洗试件表面，如采用酒精清洗疲劳关键件和外露腐蚀失效关键件，采用汽油或酒精清洗金属表面。

②试验前认真检查记录试件表面初始状况，剔除明显带加工缺陷或运输中发生损伤的试件。

③试验过程中由于环境的不均匀性，每次试验试件应随机放置；试验过程中认真观察和记录试件的腐蚀情况，并定期更换溶液，保证溶液环境参数的稳定性，更换溶液时对试件不进行任何处理。

④每个周期的试验结束后，采用缓慢流水清洗试件后，再用适当溶剂或纯净水清洗，在室温环境下烘干后立即进行下一周期的试验，否则应在干燥皿中保存。

⑤试验结束后，对破坏性试验部位，如疲劳断裂部位，采用合适的材料进行断口封装，然后在干燥皿中保存。

参 考 文 献

[5-1]　Wanhill R. J. H, Luccia J. J. De, Russo M. T. The Fatigue in Aircraft Corrosion Testing (FACT) Programe, AD-A208359H, AGARD-R-713, 1989

[5-2]　刘文斑，蒋冬滨．飞机结构关键危险部位加速腐蚀试验环境谱研究．航空学报，1998. 19

(4)：435～438

[5－3]　陈群志，徐晓飞，刘文珽．飞机结构典型腐蚀环境当量关系研究．航空学报；1998，19(4)：414～418

[5－4]　Robert N Miller，R L Schuessler. Predicting Service Life of Aircraft Coatings in Various Environments. Corrosion，April 12～21，1989

[5－5]　刘文珽，李玉海，陈群志等．飞机结构腐蚀部位涂层加速试验环境谱研究．北京航空航天大学学报，2002，28 (1)：109～112

[5－6]　董登科，王俊扬．关于军用飞机服役日历年限评定用的当量环境谱．航空学报，1998，19(4)：451～455

[5－7]　GB2424. 14－81. 电工电子产品基本环境试验规程. 1982，204～207

[5－8]　黄宝臣．航空有机玻璃全紫外线加速老化方法的初探．飞机设计，1995 (1)：35～40

[5－9]　ASTM G34-01，Standard Test Method for Exfoliation Corrosion Susceptibility in 2XXX and 7XXX Series Aluminum Alloys (EXCO Test)．2003

第6章　确定加速腐蚀当量加速关系的几种方法

6.1　加速腐蚀当量加速关系综述

6.1.1　确定加速腐蚀当量加速关系的意义

在5.1节中已经指出，为了研究地面停放腐蚀对飞机结构疲劳寿命与腐蚀失效的影响，建立地面停放腐蚀影响随使用年限的变化规律，用以评定飞机结构的日历寿命体系，必须采用试验室加速腐蚀试验技术。5.2节阐述了各类关键件（部位）的加速试验环境谱，使模拟试件或构件在加速试验环境谱下用较短的时间达到与地面停放较长年限相同的腐蚀效果。采用加速腐蚀试验建立地面停放预腐蚀影响随使用年限的变化规律，一个十分关键的问题就是必须要有加速试验环境谱下作用时间与地面停放年限之间的对应关系，这就是加速腐蚀当量加速关系（以下简称为当量加速关系）。只有针对指定的加速试验环境谱，确定了对应的当量加速关系，加速腐蚀试验的目的才能达到，所给出的加速试验环境谱才有实际应用价值。因此，确定当量加速关系是进行加速腐蚀试验的关键，在飞机结构日历寿命体系评定技术中占有十分重要的地位。

6.1.2　当量加速关系的定义与表示形式

①当量加速关系通常定义为飞机结构关键部位在地面停放环境和加速试验环境谱下达到相同的腐蚀程度时，地面停放时间 T（年）对应的加速试验环境谱作用时间 t（天数、小时数或周期数），其一般形式为 $T=f(t)$。

②通常认为当量加速关系是确定值，这主要是因为在同类腐蚀环境下，无论环境强弱，相同结构的腐蚀程度随时间的变化规律基本是一致的。因此，若用 T 表示实际使用年限，t 表示加速试验环境谱作用时间，则有：

$$T=\beta t \tag{6-1}$$

式中：β 为当量加速关系（或称为加速系数、环境因子），其取值与 T 及 t 的时间单位有关，若 T 用年表示，t 用小时表示，则 β 的单位为年/小时。

为了说明式（6-1）的合理性，这里给出铝合金基体材料当量加速关系确定的一个实例。在下面6.3节中，为建立铝合金基体在EXCO溶液中加速腐蚀与沿海大气暴露环境的当量加速关系，进行了从6h到10天范围内9个时间的加速腐蚀试验，并对试件的蚀坑深度进行了测量。通过对试验数据的处理与分析，给出了试件蚀坑深度 d 随加速腐蚀时间 t 的变化规律：

$$d = At^{\alpha} \quad (\alpha = 0.814) \tag{6-2}$$

式中：A 为系数，代表了单位时间对应的蚀坑深度；α 为指数，反映了蚀坑深度变化快慢。

大气暴露一年半和三年的试件蚀坑深度测量结果表明，其蚀坑深度 D 随暴露年限 T 的幂函数关系为 $D=A'T^{\alpha'}$（$\alpha'=0.782$），可以认为 $\alpha=\alpha'$。由加速腐蚀 t 小时与大气暴露 T 年对应的蚀坑深度相等，即 $At^{\alpha}=A'T^{\alpha}$，则有：

$$T = \left(\frac{A}{A'}\right)^{\frac{1}{\alpha}} t = \beta t \tag{6-3}$$

6.1.3　当量加速关系确定方法

目前确定当量加速关系的方法主要有以下三种。

（1）当量折算法

①当量折算法的基本思路是，建立结构关键部位地面停放环境谱，选择适当参量分别描述腐蚀损伤发展快慢和指定时间的腐蚀程度，以描述腐蚀程度的参量相等为准则，建立加速试验环境谱与地面停放环境谱之间的时间对应关系。当前常用的当量折算法是基于金属电化学腐蚀规律的方法，这种方法以腐蚀电流与电量分别描述腐蚀损伤发展快慢与指定时间的腐蚀程度，基于腐蚀损伤等效原则，以腐蚀电量相等为准则来建立当量加速关系。

②关于当量折算法的应用范围，应注意以下几点：

a. 基于金属电化学腐蚀规律的当量折算法只适用于金属基体，不适用于结构的非金属涂层。飞机结构内部的疲劳关键部位大部分是连接孔，孔角附近及孔壁一般没有涂层，即使有涂层也不完善，并在局部连接时被损坏，通常起不到保护孔角附近与孔壁的作用，因此，可以采用当量折算法确定内部疲劳关键部位加速试验环境谱的当量加速关系。而对有良好涂层防护体系的外露腐蚀/疲劳关键部位而言，当量折算法只能用于建立关键部位涂层防腐体系失效后的当量加速关系。

b. 当量折算法适用于地面停放环境谱和结构关键部位局部环境谱已给出的情况，对于新研飞机和使用年限较短的飞机结构而言，由于外场腐蚀损伤信息不足，当量折算法有很强的实用性。

（2）腐蚀程度对比法

①腐蚀程度对比法的基本思路是：选取直接衡量结构关键部位腐蚀损伤的腐蚀量，如蚀坑深度、腐蚀面积、结构表面涂层的腐蚀情况等，以加速试验环境谱和结构地面停放环境下腐蚀量相同为准则，建立当量加速关系。其具体过程为：将模拟试件在选定的加速试验环境谱下进行若干组不同时间的预腐蚀试验，对使用不同年限的外场和大修厂飞机该部位腐蚀程度进行观测，将预腐蚀试件的腐蚀程度与外场（大修厂）飞机该部位腐蚀程度进行统计对比与分析，确定当量加速关系。对疲劳关键部位而言，通常认为腐蚀程度相同则疲劳寿命相同，因此，对比的腐蚀程度应主要是萌生裂纹处。例如，连接孔垂直于受力方向的孔边（壁）两侧的蚀坑深度；对腐蚀失效关键部位的涂层而言，腐蚀程度主要针对涂层，尤其是连接孔处涂层的起泡、开裂、剥落及腐蚀产物、失光等腐蚀损伤形式；对于腐

蚀失效关键部位的金属基体，腐蚀程度则主要是蚀坑深度及面积。

②腐蚀程度对比法适用于建立疲劳关键部位、腐蚀失效关键部位的涂层及金属基体等各种加速试验环境谱的当量加速关系。对于服役多年，有较充分的外场或大修厂飞机结构腐蚀损伤信息，可以较好地检测服役不同年限飞机对应部位腐蚀程度的情况下，腐蚀程度对比法是确定当量加速关系的良好方法。

(3) 疲劳强度（寿命）对比法

①疲劳强度（寿命）对比法的基本思路是：以结构关键部位在使用环境下停放若干年限和加速试验环境谱下预腐蚀相当时间后具有相同的疲劳强度或疲劳寿命，作为确定当量加速关系的准则。疲劳寿命可通过使用谱载下模拟试件疲劳试验获得；而疲劳强度通常可用结构细节疲劳额定值 DFR 表示，其定义为应力比 0.06 的等幅载荷下，以 95%的置信度和 95%的可靠度（存活率）寿命达到 10^5 次循环对应的最大应力值。疲劳强度相同即对应着两种环境腐蚀后具有相同的 DFR 值。

②疲劳强度（寿命）对比法主要用于疲劳关键部位，用这种方法确定当量加速关系必须有在结构实际停放环境下放置若干不同年限的模拟试件。对于飞机结构的外露疲劳关键部位而言，可以通过模拟试件在机场的自然暴露，实现地面停放指定年限的腐蚀，而对处于飞机结构内部的疲劳关键部位，其地面停放环境是局部环境，取得在这种局部环境下放置多年的试件工程上难以实现，使得疲劳强度（寿命）对比法难以实施。

6.2　当量折算法

6.2.1　当量折算法的原理

飞机结构，特别是金属结构，其腐蚀失效主要是由电化学腐蚀引起。电化学腐蚀反应过程中，电荷的转移与反应物质的变化量之间有着严密的等量关系，服从法拉第定律，以电量 Q 作为腐蚀量，则有：

$$Q = \frac{1}{F}\int_0^T I_c \mathrm{d}\tau \tag{6-4}$$

式中：F 为法拉第常数；I_c 为腐蚀电流；而 T 为环境作用时间。

对于一个金属结构，若在服役环境条件下电流为 I_c，服役时间为 T，腐蚀量为 Q；而其在加速试验环境谱下的腐蚀电流为 I_c'，试验时间为 t，腐蚀量为 Q'，依据式 (6-4) 应有：

$$Q' = \frac{1}{F}\int_0^t I_c' \mathrm{d}\tau \tag{6-5}$$

根据腐蚀量相等准则 $Q=Q'$，则有

$$\frac{1}{F}\int_0^T I_c \mathrm{d}\tau = \frac{1}{F}\int_0^t I_c' \mathrm{d}\tau \tag{6-6}$$

严格地说，I_c 与 I_c' 应为时间的函数，但大量试验表明，飞机结构材料在外场的使用年

限和对应的加速试验环境谱作用时间范围内，$I_c(I_c')$ 变化很小，可以近似地认为是常数，于是有：

$$I_c T = I_c' t \tag{6-7}$$

由此导出

$$t = \frac{I_c}{I_c'} T \tag{6-8}$$

引入折算系数

$$\alpha = \frac{I_c}{I_c'} \tag{6-9}$$

则有

$$t = \alpha T \tag{6-10}$$

式（6-10）给出了两种环境下腐蚀量相等对应的作用时间的关系，它是用当量折算法建立加速试验环境谱与地面停放环境谱之间当量加速关系的基础。

6.2.2　实施方法

6.2.2.1　关于实施方法的说明

①从原理上看，如果针对指定结构部位和对应的地面停放环境与加速试验环境，可以直接测出对应的腐蚀电流 I_c 与 I_c'，即可直接由式（6-10）算出折算系数 α 值。但是，对于复杂的实际结构而言，这种想法工程上几乎无法实现。因此，工程上采用关键部位模拟试件通过当量折算法建立当量加速关系。

②在编制出关键部位地面停放（局部）环境谱和确定了加速试验环境谱基础上，直接测定两种谱下模拟试件的腐蚀电流，工程上也是很难实现的。这是因为地面停放环境谱的实现十分困难。而且由于腐蚀电流的测量是一项工作量和技术难度均较大的试验工作，对每个关键部位均要完成这样的试验测试，从时间和经费上也是很不经济的。工程上可行的方法通常是通过测定不同温、湿度下典型金属材料腐蚀电流来建立它们的不同组合对应的折算系数，同时，测定不同浓度的盐、酸溶液与水介质下的腐蚀电流，建立折算系数。以这些通用的折算系数为基础，建立各种结构材料以及不同的地面停放环境谱、加速试验环境谱下的折算系数。

6.2.2.2　实施步骤

①编制地面停放（局部）环境谱，选定加速试验环境谱。

②将每年的地面停放环境谱作用折算为温度 $T=40℃$、湿度 $RH=90\%$ 的标准潮湿空气的作用小时数 t_1。

③将每小时的加速试验环境谱作用折算为 $T=40℃$、湿度 $RH=90\%$ 的标准潮湿空气的作用小时数 t_2。

④$\frac{t_2}{t_1}$ 即为当量加速关系 β，即加速试验环境谱作用 1 小时相当于地面停放 β 年。

6.2.3　各种典型环境之间的折算系数

6.2.3.1　不同温度和湿度下潮湿空气之间的折算系数

参考文献［6－3］测定了铝合金和结构钢在不同温度、湿度下的腐蚀电流，得到了对应的折算系数 α，为应用方便，取标准潮湿空气（温度 $T=40℃$、湿度 $RH=90\%$）的 α 为 1。表 6-1 中给出了不同温度、湿度组合对应的 α 值。图 6-1 中给出了铝合金折算系数的三维图形。

表 6-1　潮湿空气与标准潮湿空气的折算系数

材料	RH（%）	T（℃）				
		20	25	30	35	40
铝合金	70	0.16380	0.24440	0.32500	0.62526	0.92552
	80	0.16707	0.29053	0.42600	0.73177	1.03753
	90	0.11045	0.20700	0.29995	0.64997	1.0
钢	70	0.09836	0.01454	0.17077	0.24143	0.55212
	80	0.08934	0.10057	0.31608	0.42364	0.73048
	90	0.05837	0.22919	0.40647	0.70959	1.0

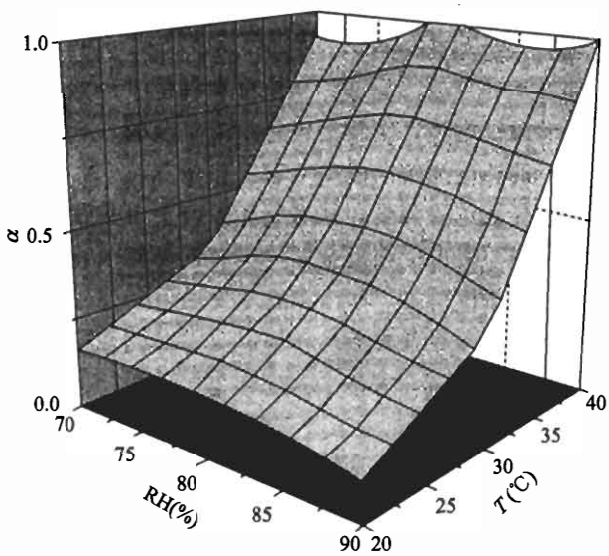

图 6-1　铝合金折算系数曲面

6.2.3.2　不同浓度 NaCl 溶液与水介质之间的折算系数

参考文献［6－3］通过测量铝合金与结构钢在不同浓度 NaCl 溶液与水介质下的腐蚀电流，给出了对应的折算系数，见表 6-2。

表 6-2　不同浓度 NaCl 溶液与水介质的折算系数

NaCl 浓度（%）	铝合金	钢
0.35	0.643	0.558
0.5	0.612	0.485
1.72	0.335	0.417
3.5	0.121	0.32
7	0.0969	0.31

6.2.3.3　不同浓度酸与水介质之间的折算系数

参考文献［6－3］给出了铝合金与结构钢在不同浓度的 HNO_3、HCl、H_2SO_4溶液与水介质之间的折算系数，见表 6-3。

表 6-3　不同浓度酸与水介质的折算系数

材料	酸浓度（mg/L）	HNO_3	HCl	H_2SO_4
铝合金	0.1	0.267	0.454	0.635
	1	0.318	0.235	0.348
	2	0.353	0.110	0.302
钢	0.1	0.571		
	1	0.467	0.368	0.467
	1	0.233	0.292	

6.2.4　应用实例

6.2.4.1　关键部位局部环境谱编制

以歼×飞机机翼副梁疲劳关键部位——接头耳片连接部位为例。接头耳片封闭在由整流包皮、机身、机翼组成的狭窄空腔内，由于整流包皮与机身结合处无密封措施，飞机表面有雨水时，顺机身表面流至机身—机翼结合部，其中一部分顺机翼表面流走，一部分沿结构缝隙渗入到整流包皮内，由于排水不流畅，致使水分存留，在空腔内形成潮湿空气环境。因此，外界雨水环境构成的副梁接头耳片部位潮湿空气是局部腐蚀环境的决定因素。根据海军飞机地面停放环境谱中的雨谱（见表 6-4），按第 4 章局部环境谱编制方法，可以得到副梁接头耳片部位潮湿空气的作用时间。经测量，该部位潮湿空气的湿度在 75%～90%范围内变化，由于翼根处空腔与起落架舱相通，起落架舱传入的潮湿空气和盐雾会有少量进入空腔，因副梁接头耳片距起落架舱较远，起落架舱传入的潮湿空气和盐雾量很少。但为考虑可能发生的腐蚀影响，将外界雨水引起的该部位潮湿空气的湿度统一定为 90%。由此所得到的地面停放 1 年的副梁接头耳片部位局部环境谱，即由不同温度下 RH＝90%的潮湿空气各作用一定时间的组合构成，见表 6-5。

表 6-4　地面停放雨谱（1 年）

温度（℃）	5	10	15	20	25	30	降雨次数
累积雨谱（h）	110.2	54.4	61.7	103.3	113.3	5.6	105.8

表 6-5　副梁接头耳片部位局部环境谱（1 年）

温度（℃）	5	10	15	20	25	30
RH=90%（h）	136.25	67.3	76.3	127.7	140.1	6.92

6.2.4.2　加速试验环境谱

采用 5.2 节给出的疲劳关键件周期浸润加速试验环境谱。

①腐蚀溶液：5% NaCl 溶液，加少量稀 H_2SO_4，使 pH=4～4.5；温度：T=（40±2)℃；湿度：RH=95%～100%。

②每个周期 30min，浸泡 7.5min，溶液外时间 22.5min，用远红外线灯照射试件，调节远红外线灯位置与功率，使试件在临近浸入溶液前被烘干。

6.2.4.3　用当量折算法建立当量加速关系

首先计算加速试验环境谱相对标准潮湿空气的折算系数，由于加速试验环境谱的温度也是 40℃，故只需进行环境对水介质的折算。

对 5% NaCl 而言，由表 6-2 可知，机翼副梁耳片材料（LC4 铝合金）3.5%及 7% NaCl 相对潮湿空气的折算系数 α=0.121 和 0.0969，加速系数为其倒数 8.264、10.32，通过插值求得 5% NaCl 的加速系数为 9.144，对应的折算系数 α=0.1094。

对 pH=4.0 的稀 H_2SO_4 而言，$[H^+]$=0.0001M，而 $H_2SO_4=2H^+ + SO_4^{2-}$，H_2SO_4 对应浓度为 0.5×0.0001M，其分子量为 98.08，得硫酸含量为 0.5×98.08×0.0001g/L=4.904mg/L。由表 6-3 可知，对铝合金材料，1mg/L 与 2mg/L 酸浓度对应着折算系数 α=0.348及 0.302，加速系数分别为 2.874 及 3.311，通过外推求得 4.904 mg/L 酸浓度对应的加速系数为 4.58，对应的折算系数 α'=0.2183。

在溶液外烘干过程中，试件表面仍保留着溶液介质作用的前提下，加速试验环境谱的加速系数为 9.144 + 4.58 = 13.724，对应的折算系数 $\alpha_{加}$=0.07286。也就是说，加速试验环境谱作用 1h，相当于标准潮湿空气作用 t_2=13.724h。

然后计算局部环境谱相对标准潮湿空气的折算系数。将表 6-5 各温度下的潮湿空气作用小时数用表 6-1 数据折算为 T=40℃的情况下，低于 20℃时一律按 20℃计算，所得当量作用时间为 t_1=（136.25 + 67.3 + 76.3 + 127.7）×0.11045 + 140.1×0.207 + 6.92×0.29995 = 76.1h。也就是说，地面停放 1 年的腐蚀相当于标准潮湿空气作用 76.1 h。

综合上述计算结果，可以得到副梁接头耳片加速试验环境谱的当量加速关系为加速腐蚀 $\frac{76.1}{13.724}$=5.5h，相当于地面停放 1 年。

6.3　腐蚀程度对比法

6.3.1　金属基体腐蚀程度对比法

6.3.1.1　基本原理

①飞机结构金属基体材料通常为铝合金，出现的典型腐蚀情况为点蚀和剥蚀，影响结构性能及外场维修的腐蚀量主要是蚀坑深度 D 和面积 A，而蚀坑深度和面积有一定的统计关系，因而通常以蚀坑深度作为金属基体的腐蚀量。

②金属基体腐蚀动力学规律。金属基体蚀坑深度是一个随腐蚀时间不断增加的物理量，假设同一时刻对应的金属基体蚀坑最大深度服从对数正态分布，在工程研究的范围内，其随时间的变化规律通常用幂函数表示：

$$D=AT^{\alpha}$$

③由于蚀坑深度与时间有关，不可能用加速腐蚀和外场暴露某一时刻的腐蚀量相等确定当量加速关系，金属基体当量加速关系的确定通常从腐蚀动力学规律出发，通过加速腐蚀环境下的 $d-t$ 曲线和地面停放环境下的 $D-T$ 曲线进行对比分析得到。

④进行模拟试件在加速试验环境谱下不同时间 t_i（$i=1$，…，n）的腐蚀试验，测得各组试件蚀坑最大深度 d_{ik}（$k=1$，…，K_i；K_i 为腐蚀时间 t_i 对应的样本容量），得到中值深度 $d_{50,i}=\exp\left(\frac{1}{K}\sum_{k_i}^{K_i}\ln d_{ik}\right)$，将（$t_i$，$d_{50,i}$）按上式进行拟合，得到曲线参数 A、α。

⑤测量得到外场飞机结构不同腐蚀时间的蚀坑深度数据，处理得到（T_k，$D_{50,k}$）（$k=1$，…，m），按上式进行拟合，得到拟合参数 A'、α'，通常 α 与 α' 差别很小，可以认为它们和腐蚀环境无关，取公共的 $\bar{\alpha}=\frac{m\alpha'+n\alpha}{m+n}$，则有 $T=\left(\frac{A}{A'}\right)^{\frac{1}{\alpha}}t$；当量加速关系为 $\beta=\left(\frac{A}{A'}\right)^{\frac{1}{\alpha}}$，在加速试验环境、地面停放环境，以及试件材料、形式等确定后，当量加速关系是一个确定量，即蚀坑深度相同时，不同环境下的腐蚀时间呈线性关系。

⑥在当量加速关系是确定值的前提下，若获取外场不同时间对应的蚀坑深度在工程上难以实现，通常只能在外场检修或大修时得到某一时刻的蚀坑深度数据（T，D_j）（$j=1$，…，m），中值深度 $D_{50}=\exp\left(\frac{1}{m}\sum_{j=1}^{m}\ln D_j\right)$。取 $D_{50}=At^{\alpha}$，得到 $t=\left(\frac{D_{50}}{A}\right)^{\frac{1}{\alpha}}$，则当量加速关系为 $\beta=\frac{T}{t}$。

6.3.1.2　实例

采用 2.0mm 厚 LY12CZ（表面阳极化）铝合金板材加工成 50mm×40mm 的矩形试件，进行加速腐蚀试验和外场大气暴露试验。加速腐蚀试验分为 6h、12h、18h、24h、

2d、3d、5d、7d 和 10d 共 9 组试验；大气暴露在青岛某地进行，进行了 1.5a、3a 共 2 组试验，试验结束后测量试件蚀坑最大深度，并进行了统计分析，具体数据见表 6-6。

表 6-6　蚀坑深度数据

腐蚀方式	腐蚀时间	D_i（μm）	对数标准差 s	D_{50}（μm）
加速腐蚀	0.25d	85.1，84.4，97.0，88.4	0.064	88.6
	0.5d	150.0，134.9，137.0，142.3	0.047	140.9
	0.75d	201.1，181.8，200.2，190.4	0.048	193.2
	1.0d	237.9，258.1，234.2，248.6	0.044	244.5
	2.0d	356.6，384.0，363.5，349.6	0.040	363.2
	3.0d	527.0，502.0，514.5，575.6	0.060	529.1
	5.0d	971.5，954.9，906.1，1065.3	0.067	972.8
	7.0d	1358.5，1281.3，1162.6，1457.7	0.096	1310.5
	10.0d	1658.8，1610.8，1525.4，2069.5	0.11	1703.7
大气暴露	1.5a	178.0，173.4，140.9，150.1	0.0489	159.8
	3.0a	273.8，237.4，314.0，284.1	0.0503	275.9

上述各组数据通过方差齐性检验，对试验室加速腐蚀数据进行拟合处理，得到 $d-t$ 曲线：

$$d=246.3t^{0.814}$$

将大气暴露试验蚀坑深度 D_{50} 和腐蚀年限 T 取对数，两点直接连线，得到的斜率为：

$$\alpha'=\frac{\lg 275.9-\lg 159.8}{\lg 3.0-\lg 1.5}=0.782$$

与试验室加速腐蚀回归结果差别不显著。由于大气暴露试验只有两组数据，数据量太小，故取大气暴露蚀坑深度变化曲线 α' 值与试验室加速腐蚀（值相同，对大气暴露两组数据进行最小二乘法拟合，得到：

$$D=113.96T^{0.814}$$

从而有当量加速关系

$$\beta=\left(\frac{246.3}{113.96}\right)^{\frac{1}{0.814}}=2.6$$

即加速腐蚀 1 天相当于大气暴露 2.6 年。

6.3.2　涂层当量加速关系的确定

6.3.2.1　外露腐蚀失效关键部位当量加速关系的确定

（1）腐蚀程度对比法实施步骤

①外露腐蚀失效关键部位通常为连接件，其腐蚀损伤形式主要为连接件附近的涂层起泡、开裂、剥落和基体腐蚀。

②进行涂层模拟试件在加速试验环境谱下若干组不同时间的腐蚀试验，记录其腐蚀损

伤情况。

③对飞机外场使用不同年限该部位的腐蚀情况进行检测。

④由于涂层腐蚀损伤情况难以定量描述，通常只能定性的对比外场和加速腐蚀的涂层腐蚀，以两种环境下涂层腐蚀情况相同确定对应的时间关系。

（2）实例

采用歼×飞机机身、机翼和平尾下蒙皮三种不同连接形式（铝铆钉、钢铆钉和钢螺钉）的模拟试件，试件表面涂层状态与实际结构相同，模拟试件见图 6-2，在第 5 章图 5-4给出的典型外露腐蚀失效关键部位涂层加速试验环境谱下进行了 5 个周期的加速腐蚀试验，试件腐蚀情况见表 6-7。

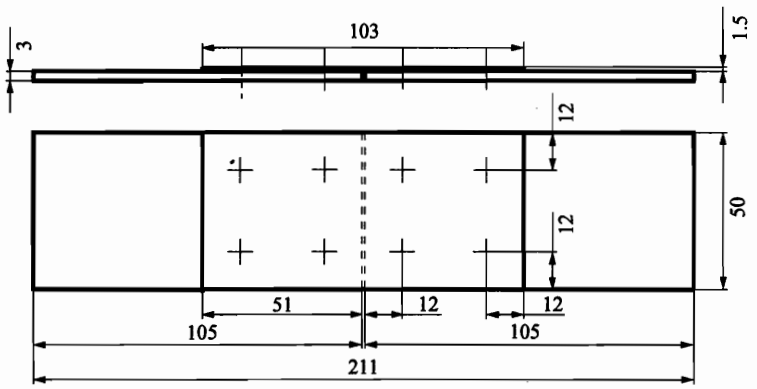

图 6-2　涂层加速腐蚀试件图

表 6-7　涂层模拟试件加速 5 个周期腐蚀情况

连接形式	腐蚀情况
铝铆钉	铆钉头表面及边缘有 3～5 个直径小于 0.5mm 的气泡； 铆钉头边缘约 10mm 开裂； 铆钉头周围有 0.2～0.5mm 的可见蚀点，钉头周围缝隙有少量腐蚀产物； 失光、变色现象显著
钢铆钉	铆钉头周围有较多数量直径约为 0.2～2.0mm 的气泡； 铆钉头边缘约 12mm 涂层开裂； 铆钉头周围有直径为 4～5mm 的剥落和直径约 0.2～0.8mm 的蚀点； 剥落处基体全部腐蚀，铆钉头周围缝隙有较多腐蚀产物； 失光、变色现象显著
钢螺钉	螺钉头周围有较多数量直径约为 0.2～4.0mm 的气泡； 螺钉头周围有长约 1.0～24.0mm 的裂纹； 螺钉头周围有直径为 0.2～2.0mm 的剥落； 螺钉头表面及周围有直径约 0.3～2.0mm 的蚀点，钉头凹槽内基本全蚀； 螺钉头周围缝隙有一定量腐蚀产物； 失光、变色现象显著

而我国典型机场使用 1～6 年的该型飞机外露部位腐蚀情况见表 6-8。

表 6-8　外场腐蚀情况

飞机使用年限（年）	漆层腐蚀情况
1～2	失光、变色
3～4	铝紧固件无变化； 钢紧固件头部漆层鼓包、起皱、掉漆、露钉头； 失光、变色
5～6	铝紧固件无变化； 钢紧固件头部漆层鼓包、起皮、掉漆、头部镀锌层破坏生锈； 失光、变色

将使用 1～6 年的该型飞机腐蚀失效关键部位腐蚀程度与加速试验环境谱下试验 1～5 个周期的模拟试件涂层腐蚀程度进行对比，可偏保守地认为，加速试验环境谱 1 个周期相当于外场地面停放 1 年的当量加速关系是适当的。

6.3.2.2　内部腐蚀失效关键部位当量加速关系的确定

①从结构可靠性要求和使用功能的限制出发，在确定当量加速关系时，内部腐蚀失效关键部位关注的是结构表面防腐涂层失效时间，给定涂层失效的衡量标准，确定涂层在加速试验环境谱下的失效时间 t_0 和外场涂层失效时间 T_0，则当量加速关系为 $\beta=\dfrac{T_0}{t_0}$。

②进行内部腐蚀失效关键部位模拟试件加速腐蚀试验，观测不同时刻（试验周期）对应的腐蚀损伤信息，如果未发生基体腐蚀，则记录涂层腐蚀损伤情况，如果基体已发生腐蚀，则测量蚀坑深度和面积。

③由于内部腐蚀失效关键部位通常为非可检部位，获取其不同时间对应的腐蚀损伤信息在工程上一般无法实现，通常仅能得到大修时的信息，如果基体未发生腐蚀，则当量加速关系确定方法与外露腐蚀失效关键部位相同。

④若基体已发生严重腐蚀，则需要通过腐蚀动力学规律反推涂层的失效时间。具体过程如下。

a. 腐蚀动力学规律。引入涂层失效时间 t_0，参考式（6-2），腐蚀动力学规律为：

$$d = A(t-t_0)^a \tag{6-11}$$

b. 涂层加速腐蚀失效时间 t_0。测量加速试验过程中涂层失效后金属基体不同时间 t_i（$i=1, \cdots, n$）对应的蚀坑深度数据 d_{ij}（$j=1, \cdots, K_i$），按式（6-11）反推得到 t_0。

c. 外场涂层失效时间 T_0。假设不同的腐蚀环境对涂层和金属基体加速作用相同，即当加速试验环境谱与外场地面停放环境下结构模拟试件蚀坑深度相同时，加速腐蚀涂层失效时间在总时间中的比例与地面停放涂层失效时间在总时间中的比例相同。得到外场腐蚀信息（T，D），则当加速腐蚀蚀坑深度 $d=D$ 时，涂层失效时间在总时间中的比例为：

$$k = \frac{t_0}{\left(\dfrac{D}{A}\right)^{\frac{1}{a}} + t_0} \tag{6-12}$$

从而地面停放涂层失效时间为：

$$T_0 = k \cdot T \tag{6-13}$$

则当量加速关系为：

$$\beta = \frac{T}{\left(\frac{D}{A}\right)^{\frac{1}{n}} + t_0} \tag{6-14}$$

6.3.3　疲劳关键件当量加速关系的确定

6.3.3.1　实施过程

①进行若干组疲劳关键件模拟试件不同时间的加速腐蚀试验，记录不同时间对应的腐蚀损伤情况。主要为裂纹萌生处基体的腐蚀情况，如蚀坑深度、锈斑等。

②对使用不同年限的外场和大修厂该部位腐蚀程度进行观测。

③对加速腐蚀结果和外场腐蚀情况进行统计对比，以腐蚀情况相当确定当量加速关系。

6.3.3.2　实例

(1) 模拟试件

采用歼×飞机机翼副梁模拟试件（见图 6-3），由 LC4CS 锻件加工，厚度 20mm。试件半圆端内镶有一个带凸台的 30CrMnSiA 衬套，其宽度、孔径及衬套尺寸均与副梁耳片相同，试件阳极化后表面涂 H06-2 锌黄底漆。试件较好地模拟了实际结构材料、结构形式、工艺及表面涂层。

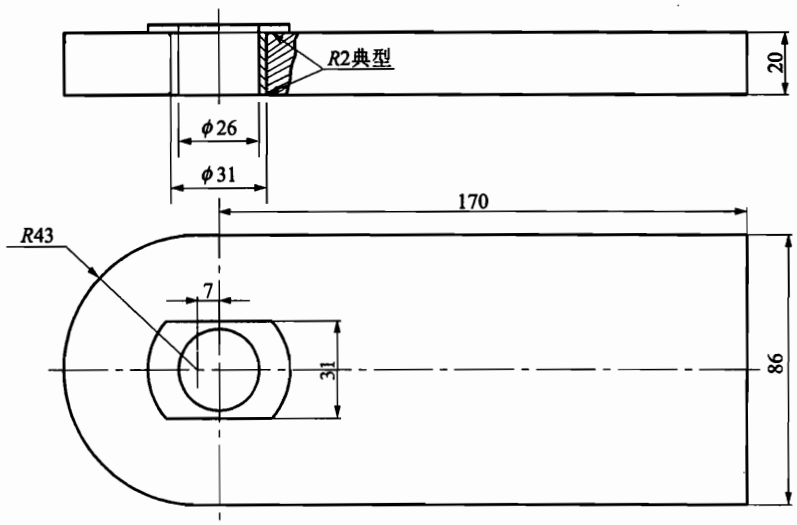

图 6-3　副梁耳片模拟试件

(2) 加速腐蚀结果

采用 5.2 节给出的疲劳关键部位加速腐蚀环境谱，进行了该模拟试件加速腐蚀 3、6 和 9 天的试验，加速腐蚀 3 天的试件已发生衬套锈蚀，衬套与耳片孔间产生灰白色腐蚀产

物，再现了外场飞机该部位的腐蚀形式。图 6-4 给出了加速腐蚀 3 天后试件的腐蚀状态。

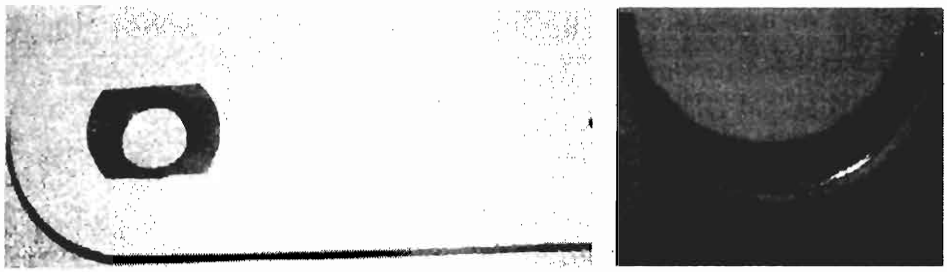

图 6-4　加速腐蚀 3 天后试件腐蚀状态

(3) 外场腐蚀情况

典型机场和大修厂该型飞机腐蚀情况见表 6-9。

表 6-9　外场飞机副梁耳片腐蚀检查结果

序号	使用年限（年）	副梁耳片处腐蚀情况
1	10.5	衬套有锈斑
2	11	衬套有锈、孔边有白斑、耳片孔边掉漆
3	12	衬套锈、划平处掉漆
4	12	衬套及孔壁有锈
5	12	衬套锈、下耳片孔边白斑

(4) 当量加速关系

将上述外场与大修厂飞机该部位腐蚀情况与加速腐蚀不同时间的试件（主要是加速腐蚀 3 天的试件）腐蚀情况进行对比。外场腐蚀 11～12 年的飞机该部位腐蚀情况接近加速腐蚀 3 天试件的腐蚀情况，但腐蚀程度仍弱于加速腐蚀 3 天的试件，偏保守地取加速腐蚀 3 天相当于地面停放 12 年以上，若取 3 天对应 12 年，则有加速试验环境谱作用 6 小时相当于地面停放 1 年，对应 $\beta=0.167$ 年/小时。

6.4　疲劳强度（寿命）对比法

6.4.1　疲劳强度对比法

6.4.1.1　疲劳强度表征方法

在中等寿命范围内，DFR 值能够较好地反映结构细节的疲劳品质，它可以通过疲劳试验来确定。研究表明，在中等疲劳寿命范围内，应力水平 σ_{max} 与疲劳寿命 $N_{95/95}$ 在双对数坐标系下近似为一条直线。因此，可以测试若干组腐蚀不同时间 $T_i(i=1,\cdots,m)$ 的试件在两级应力水平下（$R=0.06$）的疲劳寿命（$\sigma_{max,j}$，$N_{95/95}(T)_j$）（$j=1,2$），按照关系

式：$\lg\sigma_{max}=a+b\lg N_{95/95}$求得斜率 b_i，再取平均值 b，将 b 近似为一个常数，根据定义，则预腐蚀时间 T 下的 DFR（T）值可用下式求得：

$$\mathrm{DFR}(T)=10^{[\lg\sigma_{max}+b(5-\lg N_{95/95}(T))]} \tag{6-15}$$

6.4.1.2　疲劳强度与腐蚀时间的关系

通过试验数据分析，采用下列函数能够较好地描述疲劳强度随腐蚀时间的变化规律。

$$\mathrm{DFR}(T)=M_T[\lg(T+10)]^{n_T} \tag{6-16}$$

$$\mathrm{DFR}(t)=M_t[\lg(t+10)]^{n_t} \tag{6-17}$$

式中：m_T、m_t、n_T、n_t为待定常数；T、t 分别为大气暴露腐蚀时间和加速腐蚀时间。

当 $T=0$，$t=0$ 时，$\mathrm{DFR}(T)=\mathrm{DFR}(t)=\mathrm{DFR}_0$（$\mathrm{DFR}_0$表示初始未腐蚀时的 DFR 值），则可得 $m_T=m_t=\mathrm{DFR}_0$，因而有：

$$\mathrm{DFR}(T)=\mathrm{DFR}_0[\lg(T+10)]^{n_T} \tag{6-18}$$

采用最小二乘法对（T_i，DFR（T_i））（$i=1$，…，m）进行处理，可以求得：

$$n_T=\frac{\sum_{i=1}^{n}\lg[\lg(T_i+10)](\lg\mathrm{DFR}(T_i)-\lg\mathrm{DFR}_0)}{\sum_{i=1}^{n}\{\lg[\lg(T_i-10)]\}^2} \tag{6-19}$$

同理可得：

$$n_t=\frac{\sum_{i=1}^{m}\lg[\lg(t_i+10)](\lg\mathrm{DFR}(t_i)-\lg\mathrm{DFR}_0)}{\sum_{i=1}^{m}\{\lg[\lg(t_i-10)]\}^2} \tag{6-20}$$

6.4.1.3　当量加速关系的建立

假设结构关键部位在两种腐蚀环境下的腐蚀损伤量相等（或者产生的腐蚀损伤程度相同），那么其疲劳强度相等。以疲劳强度为准则，则应有下式成立：

$$\mathrm{DFR}_0[\lg(T+10)]^{n_T}=\mathrm{DFR}_0[\lg(t+10)]^{n_T} \tag{6-21}$$

即

$$[\lg(T+10)]^{n_T}=[\lg(t+10)]^{n_t} \tag{6-22}$$

从而有

$$T=10^{[\lg(t+10)]^{\frac{n_t}{n_T}}}-10 \tag{6-23}$$

在工程上常用的年限范围内，上式可以近似展开为：

$$T=\frac{n_t}{n_T}t \tag{6-24}$$

$\beta=\frac{n_t}{n_T}$即为飞机结构大气暴露与加速腐蚀之间的当量加速关系，式中“=”的含义表示“相当”或“等效”。其物理意义是：试件（或结构件）大气暴露时间 T 所出现的腐蚀损伤与加速腐蚀时间$\frac{n_t}{n_T}t$产生的腐蚀损伤相当，疲劳性能相同。

6.4.2 疲劳寿命对比法

①取地面停放环境下若干年（T^* 年）的一组模拟试件进行该部位应力谱下的疲劳试验，取得中值疲劳寿命 $(N_{50})^*$。

②取若干组试件分别在加速试验环境谱下预腐蚀到不同时间 $t_i(i=1, \cdots, m)$，然后进行疲劳试验，得到对应的中值寿命 $N_{50,i}$。

③将 $(t_i, N_{50,i})$ 数据用如下形式拟合：

$$N_{50}(t) = (N_{50})_0 - \beta t^{\alpha} \tag{6-25}$$

或

$$N_{50}(t) = (N_{50})_0 \exp(-\beta t^{\alpha}) \tag{6-26}$$

④将 $(N_{50})^*$ 代入式（6-24）或（6-25）算出对应的 t^* 值，$\beta=\dfrac{T^*}{t^*}$ 即为当量加速关系，即加速试验环境谱作用1（单位时间）相当于地面停放 β 年。

参 考 文 献

[6-1] 周希沅．飞机结构的当量环境谱与加速试验谱．航空学报，1996，17（5）：613～617

[6-2] 周希沅．中国飞机结构腐蚀分区与当量环境谱．航空学报，1998，20（5）：230～233

[6-3] 陈跃良，段成美，金平等．飞机结构局部环境加速腐蚀当量谱．南京航空航天大学学报，1999，31（3）：338～341

[6-4] 刘文珽，蒋冬滨．飞机结构关键危险部位加速腐蚀试验环境谱研究．航空学报，1998.19（4）：435～438

[6-5] 陈群志，刘文珽，徐晓飞等．飞机结构典型环境腐蚀当量加速关系研究．航空学报，1998，19（4）：414～418

[6-6] 肖纪美著．金属材料的腐蚀问题——腐蚀金属学．北京：化学工业出版社，1962

[6-7] 曹楚南著．腐蚀试验数据的统计分析．北京：化学工业出版社，1988

[6-8] Annual Book of ASTM Standards. Part 10，ASTM，1981

第 7 章　腐蚀条件下飞机结构疲劳寿命评定技术

7.1　腐蚀条件下飞机结构疲劳寿命评定的通用方法

7.1.1　主要技术途径

①以一般环境（室温大气）下疲劳寿命（首翻期、修理间隔与总寿命）定寿结论为基础，引入腐蚀影响系数，将腐蚀条件下的飞行小时数等损伤地折算为当量的一般环境飞行小时数，以其达到一般环境下疲劳寿命作为评定和监控腐蚀条件下疲劳寿命（首翻期、修理间隔与总寿命）的准则。

②在阐述严格确定腐蚀影响系数的试验方法基础上，对组成空中环境的各种介质成分的影响采用分离组合的处理方法。

7.1.2　腐蚀条件下飞行小时数的等损伤当量折算

以 N 表示飞行小时数，以 T 表示地面停放时间。引入腐蚀影响系数 m，它综合反映了地面停放使结构疲劳品质下降和飞行中空中环境腐蚀使疲劳损伤加剧对疲劳寿命的影响。由于构件疲劳品质不同时 m 值会发生变化，因此，m 是地面停放时间 T 的函数，应写为 $m(T)$。

若飞机在第 j 个时间间隔 $\Delta T_j = T_j - T_{j-1}$ 飞行了 ΔN_j 个飞行小时，则与 ΔN_j 损伤相当的当量一般环境飞行小时数为：

$$\Delta N_j^* = \frac{\Delta N_j}{\frac{\int_{T_{j-1}}^{T_j} m(T)dT}{\Delta T_j}} \tag{7-1}$$

如果 ΔT_j 取得较短（如 1 年），可认为 ΔT_j 内 $m(T)$ 变化较小，从偏安全的角度出发，可将式（7-1）简化为：

$$\Delta N_j^* = \frac{\Delta N_j}{m_j} \tag{7-2}$$

式中：m_j 为第 j 年的腐蚀影响系数，$m_j = m(T_j)$。

7.1.3　腐蚀条件下疲劳寿命的评定与监控

疲劳总寿命是若干次修理间隔的组合，从开始使用到首翻（第一次进厂大修）的飞行

小时数为首翻期，实际上就是第一次修理间隔；从首翻出厂到第二次进厂大修间的飞行小时数为第二次修理间隔。依此类推，最后一次大修出厂到总寿命终结间的飞行小时数也可以称之为“最后一次修理间隔”（实际上总寿命终结，飞机不再进行修理）。这样，引入腐蚀条件影响，修正一般环境下的疲劳寿命，得到腐蚀条件下疲劳寿命的过程，即可认为是针对每次修理间隔（飞行小时数）进行。

①假定一般环境下的某一次修理间隔用 N_i^*（$i=1$，…，K）表示，则当

$$\sum_{j=1}^{n_i}\Delta N_j^* = N_i^* \tag{7-3}$$

时，腐蚀条件下飞机结构达到了对应的疲劳寿命修理间隔，其值为：

$$N_{ci} = \sum_{j=1}^{n_i}\Delta N_j \tag{7-4}$$

第一次修理间隔 N_{c1} 即为腐蚀条件下飞机结构首翻期，而各次修理间隔之和（含最后一次大修至总寿命的飞行小时数间隔）即为腐蚀条件下飞机结构的总寿命。

定义疲劳寿命腐蚀影响系数为：

$$M = \frac{N_c}{N^*} \tag{7-5}$$

式中：N^* 为一般环境下疲劳寿命的统称，包括了修理间隔和总寿命；N_c 为与 N^* 对应的腐蚀环境下疲劳寿命的统称，也分别代表了腐蚀环境下的疲劳寿命修理间隔和总寿命。M 反映了腐蚀环境对疲劳寿命的影响程度。

②在 m（T）曲线已知的前提下，对腐蚀条件下使用的每架飞机而言，可逐年统计其飞行小时数 ΔN_j，由式（7-1）或式（7-2）算出对应的当量一般环境飞行小时数 ΔN_j^*，并逐年累加。当和值达到一般环境下首翻期 N_1^* 时，应安排首翻；首翻出厂后重复上述过程，当和值达到一般环境下第二次修理间隔（飞行小时数）时，安排第二次进厂大修。如此类推，直至最后一次 ΔN_j^*（$j=1$，…，n_K）和值达到一般环境下“最后一次修理间隔”时，腐蚀条件下飞机结构达到总寿命。这就是腐蚀条件下飞机结构疲劳寿命的监控方法。

③在对一种型号飞机结构进行腐蚀条件下疲劳寿命评定时，通常要根据使用要求及实际使用情况给出年平均飞行小时数，此时 $\Delta N_j=\Delta N$ 为常数，可由式（7-1）或式（7-2）算出对应的 ΔN_j^*，按式（7-3）确定 n_i 值，而疲劳寿命（修理间隔）则为 $N_{ci}=n_i\Delta N$。

7.1.4　确定腐蚀影响系数 m（T）的途径

（1）*严格确定 m（T）的试验方法*

m（T）可用结构关键部位模拟件的疲劳试验确定。用 N_0 表示模拟件在使用载荷谱下一般环境疲劳试验所得的中值寿命，而用 N_j 表示在地面停放环境下放置时间 T_j 后实施空中飞行的载荷/环境谱下的腐蚀疲劳试验所得的中值寿命，则应有：

$$m_j = \frac{N_j}{N_0} \tag{7-6}$$

为建立 m（T）曲线，必须取 q 组（$q\geqslant 3$）模拟件在地面停放环境下分别放置不同的

时间 T_j（$j=1, \cdots, q$），或在加速试验环境谱下腐蚀到相当于地面停放环境下放置 T_j 时间，然后进行空中环境下的谱载试验，同时进行一组模拟件在使用载荷谱和一般环境下的疲劳试验。在取得 q 个 N_j 数据和 N_0 后，可由式（7-6）算出 m_j，并由 q 组（T_j，m_j）数据拟合出 m（T）曲线。

（2）空中环境腐蚀疲劳影响的分离化处理

实现实际空中环境下的谱载试验十分困难，因此，采用上述严格方法确定 m（T）曲线在工程上难以实施，同时，考虑到当构成空中环境的介质成分百分比变化时能够采用同样的腐蚀疲劳试验数据，在确定 m（T）时对空中腐蚀环境包含的各种介质成分采用分离化处理方法。

如果空中环境包含 $i=0, 1, \cdots, p$，共 $p+1$ 种介质成分，$i=0$ 表示干燥空气，每种成分所占百分比为 y_i。引入地面停放 T_j 时间后空中单一介质成分下的腐蚀疲劳影响系数为：

$$\xi_{ij} = \frac{N_{ij}}{N_0} \tag{7-7}$$

式中：N_{ij} 为结构关键部位经地面停放 T_j 后在空中单一介质（i）和使用载荷谱下的腐蚀疲劳中值寿命。

于是有：

$$m_j = \sum_{i=0}^{p} \xi_{ij} y_i \tag{7-8}$$

要确定指定停放时间 T_j 和空中介质成分（i）对应的 ξ_{ij}，关键在于得到 N_{ij}。确定 N_{ij} 有两种方法：

①在加速试验环境下将材料试件预腐蚀到相当于地面停放 T_j，测定单一空中介质成分（i）下的 $S-N$ 曲线，由 Miner 理论计算使用载荷谱下的寿命 N_{ij}。

②直接采用一组关键部位模拟件，在加速试验环境下预腐蚀到相当于地面停放 T_j，然后在单一空中介质成分（i）下进行使用载荷谱的腐蚀疲劳试验，测定中值寿命 N_{ij}。

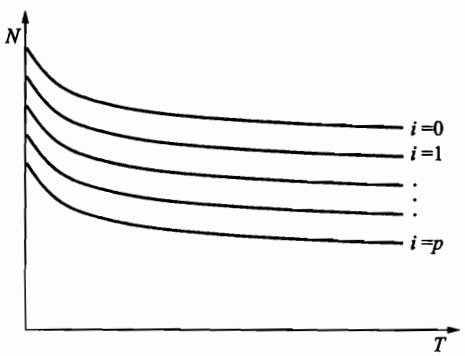

图 7-1　N_i-T 曲线

第一种方法适用性强，但需要有充分的数据积累，而这一点恰恰是目前国内外十分缺乏的。采用第二种方法只适用于特定结构关键部位与指定的载荷谱，因而通用性差，但相对于第一种方法，试验工作量要小得多。

显然，N_{ij} 与空中介质成分和地面停放时间有关，它可用图 7-1 所示的曲线族描述。每条 N_i-T 曲线均需由若干组（T_j，N_{ij}）数据拟合而得到。

7.2　腐蚀条件下战斗机结构疲劳寿命评定的工程方法

按照 7.1 节给出的通用方法，测定 $m(T)$ 曲线的试验工作量是相当大的。若取 $j=0$，

1，…，q，共（$q+1$）个不同的地面停放年限，空中环境包含 $i=0$，1，…，p，共（$p+1$）种单一介质，则需进行（$q+1$）（$p+1$）组模拟试件的加速试验环境谱下预腐蚀和预腐蚀后的腐蚀疲劳试验。所需的试验时间、经费在工程上实现起来相当困难。因此，有必要分析所评定飞机类型的使用特点，对通用方法进行合理的工程简化。在本节中针对战斗机使用情况的特点，建立腐蚀条件下战斗机结构疲劳寿命评定的工程方法，作为本章以下几节的基础。

7.2.1　战斗机使用情况的特点

腐蚀条件下歼击机使用情况有两个主要特点：

①对歼击机机体结构而言，造成疲劳损伤的主要载荷发生在飞行过程中，而歼击机飞行的大部分时间处于高空。高空环境温度很低，湿度较小，SO_2等酸性介质和盐分的含量均较少，因而属于弱腐蚀环境。即使考虑关键部位的局部环境，其腐蚀影响也相对较弱。

②飞行时间与地面停放时间相比较小。特别是对我国歼击机而言，飞行时间与地面停放时间的比值通常仅占1%～2%。

根据上述情况，在考虑腐蚀条件对歼击机结构使用寿命的影响时，有如下两个特点：

①地面停放腐蚀的影响占主导地位，空中飞行环境下腐蚀影响相对较小。

②不必深究空中环境与载荷的搭配关系，空中环境在全部载荷谱施加过程中可以认为是不变的。

7.2.2　空中弱腐蚀环境下的简化方法

当空中环境各种介质成分的腐蚀影响均较弱时，可以认为各种介质成分（i）对应的 N_i-T 曲线变化趋势大体一致。于是可将该曲线近似用下式描述：

$$N_{ij}=k_i\cdot f(T_j) \tag{7-9}$$

式中：k_i是一个与介质成分（i）有关的无量纲量；$f(T_j)$为与介质成分（i），仅与预腐蚀时间有关的函数。

对空中干燥空气成分（$i=0$），取 $k_0=1$。将式（7-6）改写为：

$$\xi_{ij}=\left(\frac{N_{ij}}{N_{0j}}\right)\left(\frac{N_{0j}}{N_0}\right)=k_{ij}C_j \tag{7-10}$$

式中：N_{0j}为地面停放 T_j后在空中干燥空气环境下的疲劳寿命；$k_{ij}=\dfrac{N_{ij}}{N_{0j}}$为地面停放 T_j后空中环境单一介质（i）腐蚀疲劳影响系数；$C_j=\dfrac{N_{0j}}{N_0}$为地面停放腐蚀修正系数，将在7.3节进行叙述。

当式（7-9）成立时，则有：

$$k_{ij}=\frac{k_i f(T_j)}{k_0 f(T_j)}=k_i$$

于是有：

$$\xi_{ij} = k_i C_j \tag{7-11}$$

上式亦可由如下方法导出：

$$\xi_{ij} = \left(\frac{N_{ij}}{N_{i0}}\right)\left(\frac{N_{i0}}{N_0}\right) = C_{ij} k_i \tag{7-12}$$

式中：$C_{ij} = \dfrac{N_{ij}}{N_{i0}}$为单一介质（$i$）环境下的地面停放腐蚀修正系数。

当式（7-9）成立时，

$$C_{ij} = \frac{k_i f(T_j)}{k_i f(T_0)} = C_j$$

同样可得式（7-11）。

式（7-11）表明，在空中弱环境下，地面停放腐蚀与空中环境腐蚀对寿命的影响可以分离。这就使确定腐蚀影响系数的试验工作大为简化。

将式（7-11）代入式（7-8），在空中弱环境下，

$$m_j = C_j \sum_{i=0}^{p} k_i y_i \tag{7-13}$$

令空中环境腐蚀疲劳影响系数为：

$$K = \sum_{i=0}^{p} k_i y_i \tag{7-14}$$

于是腐蚀影响系数 $m(T)$ 可表示为：

$$m(T) = K \cdot C(T) \tag{7-15}$$

式中：$C(T)$为停放腐蚀修正系数 C_j随时间的变化曲线，具体见 7.3 节。

$m(T)$曲线的测定转换为地面停放腐蚀修正系数曲线（$C-T$ 曲线）和空中环境腐蚀疲劳影响系数 K 的测定，这在工程中可以实现，为腐蚀条件下疲劳寿命评定的工程实施提供了重要的基础。

在这种简化条件下，式（7-2）则变为：

$$\Delta N_j^* = \frac{\dfrac{\Delta N_j}{C_j}}{\sum_{i=0}^{p} k_i y_i} \tag{7-16}$$

7.3　地面停放腐蚀修正系数曲线

7.3.1　地面停放腐蚀修正系数的试验测定

①依据式（7-10），C_j可定义为：

$$C_j = \frac{N_{0j}}{N_0} \tag{7-17}$$

②为测定 N_0，可采用指定疲劳关键部位模拟试件，进行室温大气环境和使用载荷谱下的成组疲劳试验，得到一组疲劳寿命 $N_{k0}(k=1,\cdots,m_0)$，假设其服从对数正态分布，则 $N_0=\left(\prod_{k=1}^{m_0}N_{k0}\right)^{\frac{1}{m_0}}$。

③为测定 N_{0j}，可采用一组相同的模拟试件，先在加速试验环境谱下进行相当于地面停放 T_j 年的加速腐蚀试验，然后在室温大气环境和使用载荷谱下进行成组疲劳试验，得到疲劳寿命 $N_{kj}(k=1,\cdots,m_j)$，中值寿命 $N_{0j}=\left(\prod_{k=1}^{m_j}N_{kj}\right)^{\frac{1}{m_j}}$。

④为测定 $C-T$ 曲线，需要选定若干个 $T_j(j=0,1,\cdots,q)$，用 $(q+1)$ 组模拟试件，1组用于测定 N_0，q 组则分别加速腐蚀至相当地面停放 T_j 年后进行室温大气环境和使用载荷谱下成组疲劳试验，测得 q 个 N_{0j}，从而获得 q 组 (T_j, C_j) 数据，采用合适的函数关系式对数据进行拟合，确定 $C-T$ 曲线。

7.3.2　$C-T$ 曲线表达式

(1) 建立 $C-T$ 曲线表达式的技术途径

①飞机结构主要疲劳关键部位多为处于结构内部的连接孔，这些部位的表面通常只有底漆，孔壁没有涂层保护，而且钉头或螺帽与表面连接处有时无涂层，即使喷有底漆，在受载变形时也极易裂开，起不到阻止环境中腐蚀介质进入孔边或孔壁的作用。因此，可以认为从开始使用时地面停放腐蚀就会影响孔边或孔壁部位的疲劳品质，从而影响关键部位的寿命，于是 $C-T$ 曲线中 T 的初始值为零。但是，对于有些连接件钉头与表面有较好的防护涂层，如作为整体油箱的机翼下壁板连接部位，其埋头螺钉或铆钉的钉头与表面平齐，并喷有面漆，采用湿装配等工艺，防护体系比较完善。要经历一定使用年限 T_0 时，钉头边缘涂层才会失效。对这样的疲劳关键部位，在钉头边缘涂层失效前，地面停放环境不会作用到孔边或孔壁，因而不会影响疲劳寿命，只有在使用 T_0 年之后才会有地面停放腐蚀对寿命的影响。于是，将这种部位的 $C-T$ 曲线的 T 初始值取为 T_0。即 $C-T$ 曲线实际表示为 $C-(T-T_0)$ 曲线。为了能构成统一的 $C-T$ 曲线表达式形式，仍统一取初始值为零的 T；对存在 T_0 的部位，统一表达式中的 T 代表着 $T-T_0$，而 T_0 值由加速腐蚀试验依据钉头部位涂层失效判据加以测定。

②$C-T$ 曲线由 (T_j, C_j) 数据拟合得到，而相当于地面停放 T_j（年）的腐蚀是通过加速试验环境谱下试验 t_j（小时），按当量加速关系 $T=\beta t$ 得到的。因此，由 (T_j, C_j) 数据拟合的 $C-T$ 曲线与由 (t_j, C_j) 数据拟合的 $C-t$ 曲线具有相同的函数表达式。因此，建立 $C-T$ 曲线表达式与建立 $C-t$ 曲线表达式是一致的。

③$C-t$ 曲线的建立主要依据疲劳关键部位模拟试件对应若干 t_j 下的 C_j 试验测定结果，即 $(t_j, C_j)(j=1,\cdots,q)$ 数据，数据点的数量 q 要充分，t_j 的范围要宽，至少要相当于常见飞机使用年限（日历总寿命）的几倍，以便较好地显示出 $C-t$ 的变化规律。

④依据 (t_j, C_j) 数据的变化规律和对 $C-t$ $(C-T)$ 变化规律的分析，选择与它对应的几种可能的函数关系，由 $(t_j, C_j)(j=1,\cdots,q)$ 数据加以拟合，以拟合相关性最好

(相关系数最接近于 1) 为主要依据。并参考常用使用年限范围内的 C_j 拟合值与试验值偏差的大小，选择 $C-t$ ($C-T$) 曲线的表达式。

(2) 试验概况

①选择歼×系列飞机典型疲劳关键部位——机翼主梁，其材料为 30CrMnSiNi2A 钢，关键部位为螺栓孔，模拟试件示意图如图 7-2 所示。

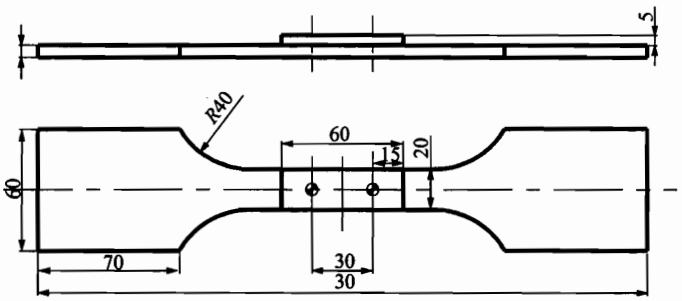

图 7-2　机翼主梁模拟试件

②将机翼主梁试件分为 6 组，在图 5-9 所示的周期浸润腐蚀试验箱中实施 5.2 节给出的疲劳关键部位加速试验环境谱，各组试件的加速腐蚀时间分别为 0、5、10、28、56 和 84 天，对应的地面停放年限范围远大于该机预期日历总寿命指标。

③机翼主梁试件在加速腐蚀后均进行室温大气环境下谱载疲劳试验。试验载荷谱采用歼×飞机疲劳载荷谱及该部位各载荷状态 $\sigma(1g)$ 所构成的名义应力谱。

(3) (t_j，C_j) 数据

试验所得机翼主梁的寿命数据、各组试件的中值寿命，以及 (t_j，C_j) 数据分别列入表 7-1 中。

表 7-1　主梁试件疲劳寿命及 (t_j，C_j) 数据

序号 j	t_j(天)	N_{kj}(飞行小时)	N_{0j} (飞行小时)	C_j
0	0	7741，7824，8283，9173，10332	8618	1.0
1	5	7850，7873，8553，8682	8231	0.9551
2	10	7735，7887，7892，7930	7836	0.9093
3	28	5632，5642，6873，9499，10403	7359	0.8539
4	56	4244，4822，5528，6396，6874	5487	0.6367
5	84	3502，4377，4981，5015，6637	4797	0.5566

(4) $C-t$ 变化规律的分析

随着腐蚀时间 t 及对应的地面停放时间 T 的增加，地面停放腐蚀修正系数 C 值会不断下降。但是在开始阶段，随着蚀坑的形成和加深，寿命及 C 值下降梯度较大；而当腐蚀一段时间后，由于多个蚀坑的形成、加深和汇合，最深蚀坑相对于腐蚀后表面的深度增加得越来越慢，因此，寿命和 C 值下降梯度逐渐减小。表 7-1 中的 (t_j，C_j) 数据证实了上述分析的正确性。

显然，$C-t$ 曲线具有如下性质：

①$t=0$ 时，$C(0)=1$。

②$t=\infty$时，$C(\infty)=0$。

③随着腐蚀时间的增加，疲劳寿命不断降低，即有：$C'(t)\leqslant 0$。

(5) $C-t$ 曲线关系式的选取

关于 $C-t$ 曲线关系式，通常有如下几种函数形式：

①
$$C(t)=1.0-\beta t^{\alpha} \tag{7-18}$$

式中：β 为系数；α 为指数。

上式为幂函数式，物理意义不够明确，该式不能严格地遵守上述约束条件，仅满足(4)的①和③；并且存在临界腐蚀时间 $[t]$，当 $t>[t]$时，会出现 $C(t)<0$ 的情况，与实际情况不符。但现有的试验数据表明，该式局部拟合效果很好，在工程常用的时间范围内(0～30年)拟合精度很高，常被采用。

②
$$C(t)=1.0-e^{-\beta t^{\alpha}} \tag{7-19}$$

③
$$C(t)=e^{\beta t^{\alpha}} \tag{7-20}$$

上述两种函数形式均属于双参数指数函数，物理意义比较明确，严格满足上述约束条件，拟合效果好。

在处理试验数据时，上述三种函数形式均有一定的局限性：由于试验样本的限制，即使疲劳寿命数据通过了最小试件数检验，但仍有可能出现 $C(t)\geqslant 1$ 的情况，应合理安排疲劳试验，避免这种情况的出现。

④
$$C(t)=e^{\beta t} \tag{7-21}$$

单参数指数函数模型，式(7-20)的一种特例，当 $\alpha=1$ 时，式(7-20)退化为该式。严格满足上述约束条件，现有的试验数据表明：该式拟合效果很好。尤其需要说明的是：该式很容易转化为线性函数，回归分析比较容易，并且对试验数据无特殊要求。但其适用性还需要大量数据的验证。

(6) $C-t$ ($C-T$) 曲线形式的分析与结论

①拟合结果

采用(5)中四种函数形式对表7-1中的数据进行拟合，均通过相关系数检验。结果见表7-2、图7-3。其中图7-3给出了±5%相对误差限。计算各点相对残差，处理结果见表7-3。

表7-2　$C-t$ 曲线拟合结果

函数形式	参　数		相关系数 r
	α	β	
式(7-18)	0.822	0.0128	0.9967
式(7-19)	0.4794	−0.1415	0.9961
式(7-20)	0.9127	−0.01103	0.9987
式(7-21)		−0.00743	0.9964

表 7-3　四种函数形式拟合相对残差（%）

相对残差 / t（天）	函数形式			
	式（7-18）	式（7-19）	式（7-20）	式（7-21）
0	0	0	0	0
5	0.33	−0.71	0.20	−0.88
10	−0.33	0.88	−0.18	−1.79
28	−2.42	2.85	−1.36	−3.71
56	−2.10	−0.77	−1.68	−3.59
84	8.07	−2.47	4.27	3.76
相对残差最大值	8.07	2.85	4.27	3.76

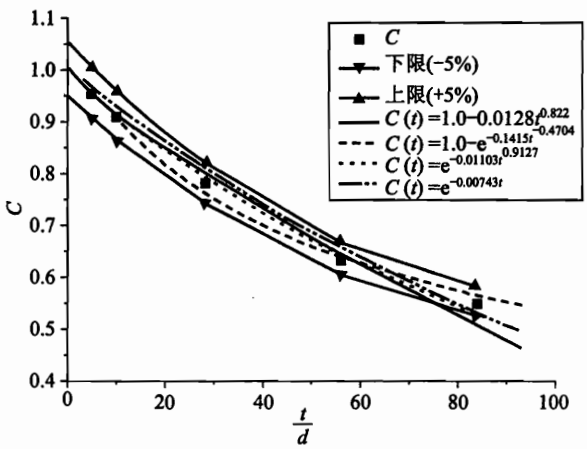

图 7-3　$C-t$ 曲线图

②对比分析

从图 7-3 中可以看出，四种形式的曲线拟合精度均较高，基本上所有曲线在试验点上的拟合误差均在给定误差限内；只有幂函数式（式（7-18））在局部点误差较大，但该点对应的腐蚀时间为 84 天（远大于预期日历总寿命指标），通常不在工程应用的时间范围内。在常用的时间范围内式（7-18）相对误差均不超过 3%，说明拟合效果良好；相对而言，单参数指数函数式（7-21）拟合效果稍差，有多点相对残差在 4%左右，这主要是因为强行约束 $\alpha=1$，曲线参数减少所致。但总体来说，各种函数形式拟合精度比较接近。并且从表 7-3 和图 7-3 可以看出：式（7-18）、（7-20）两种函数形式得到的拟合结果非常接近，较其他形式而言，无论是相关系数还是残差，上述两种函数形式拟合效果最好。

7.4　空中环境腐蚀疲劳影响系数的确定

7.4.1　单一介质腐蚀疲劳影响系数 k_i 的测定

①依据式（7-12），

$$k_i=\frac{N_{i0}}{N_0}$$

式中：N_{i0}（$i=0$，1，…，p）为结构疲劳关键部位在单一介质环境（i）和使用载荷谱下的中值寿命。

参考7.1.4（2），N_{i0}（$i=0$，1，…，p）（“0”表示室温大气）可由两种方法确定，一是依据单一介质（i）环境下材料 $S-N$ 曲线和结构疲劳关键部位应力谱用 Miner 理论算出；第二是用关键部位模拟试件进行单一介质（i）及使用载荷谱下的成组疲劳试验来测定。

②腐蚀疲劳寿命估算。

a. 按照已确定的飞行载荷谱计算疲劳危险部位的应力谱。

b. 腐蚀环境下材料 $S-N$ 曲线、$\varepsilon-N$ 曲线的确定。测定结构材料在各单一环境（i）下的 $S-N$ 曲线、$\varepsilon-N$ 曲线，其测定方法与一般环境下这些结构材料性能的测定方法与要求相同。

c. 一般环境下的寿命估算。按各危险部位的应力谱，借助一般环境下结构材料的疲劳 $S-N$ 曲线或 $\varepsilon-N$ 曲线，按第2章给出的疲劳寿命分析方法估算各疲劳危险部位的疲劳寿命 N_0。

d. 腐蚀环境下的寿命估算。假定腐蚀疲劳寿命遵循线性累计损伤准则，采用室温空气环境条件下的寿命估算分析方法估算单一介质（i）腐蚀疲劳寿命 N_{i0}。

③N_{i0} 试验测定。由于我国各种典型环境介质下结构材料性能数据积累明显不足，所以目前主要采用第二种方法，即试验得到模拟试件在单一介质（i）及使用载荷谱下成组疲劳试验所得各试件疲劳寿命 $N_{i0,k}$（$k=1$，…，m_i 表示试件序号），则有：$N_{i0}=\left(\prod_{k=1}^{m_i}N_{i0k}\right)^{\frac{1}{m_i}}$。

④计算单一介质腐蚀疲劳影响系数 k_i。

7.4.2　空中环境腐蚀疲劳影响系数 K 的确定

如果空中环境谱由 $p+1$ 种单一介质组成，每种单一介质所占百分比为 y_i，在用上述方法分别测出各单一介质下的空中腐蚀疲劳影响系数 k_i 后，空中环境腐蚀疲劳影响系数 K 可由式（7-14）确定，即：

$$K=\sum_{i=0}^{p}k_i y_i$$

7.5　腐蚀－疲劳交替试验及其应用

7.5.1　必要性和意义

仔细分析 7.2.2 针对歼击机（战斗机）特点对腐蚀条件下疲劳寿命评定方法的工程简化，即地面停放腐蚀与空中腐蚀疲劳的影响可以分离，其实质是略去了地面停放腐蚀与空中疲劳过程之间的相互作用。因此，工程简化方法的可靠性与准确性需要通过研究腐蚀－疲劳交替作用是否可以忽略来保障。为此详细介绍一种腐蚀－疲劳交替试验，通过模拟试件交替试验寿命与按前述方法建立 $C-T$ 曲线后的计算寿命进行对比分析，检验忽略交替作用的合理性。并在此基础上建立起一种用交替试验结果修正 $C-T$ 曲线的方法。

7.5.2　腐蚀－疲劳的交替作用及交替试验

（1）腐蚀－疲劳交替作用的分析

飞机结构的实际使用过程是地面停放腐蚀和空中疲劳的多次交替。地面停放腐蚀和空中疲劳产生耦合作用，空中疲劳可能会促进或减缓结构关键危险部位在地面停放环境中的腐蚀损伤，地面停放腐蚀也会加剧或减弱空中疲劳损伤，这就是腐蚀－疲劳的交替作用。从原理上分析，在疲劳裂纹形成阶段，也就是说，在宏观裂纹形成之前，疲劳引起关键部位材料的损伤，不应对腐蚀损伤的发展起到明显作用。而在裂纹扩展阶段，宏观裂纹的发展会加速裂纹尖端材料的腐蚀过程，从而腐蚀损伤对寿命的影响而言是不利的；但裂尖的腐蚀又会引起裂尖的钝化，这又会引起裂纹扩展速率的下降而对寿命有利。综合上述因素，交替作用的影响无法用分析方法判断，必须通过腐蚀－疲劳交替试验予以研究。

（2）腐蚀－疲劳交替试验

①腐蚀－疲劳交替试验就是模拟飞机的实际使用状态，即用腐蚀试验模拟飞机结构的地面停放腐蚀、疲劳试验模拟飞机结构的空中疲劳，并多次交替，直至结构破坏或达到试验设计要求，通过试验寿命与计算寿命的比较研究腐蚀－疲劳交替作用的影响。

②由于真实模拟实际交替过程实际上是无法实现的，因此，可实施的交替试验一般是预腐蚀相当于地面停放一定年限后进行疲劳试验，然后反复进行。又因预腐蚀由实验室加速腐蚀试验予以实现，加速腐蚀试验有一个稳定过程，所以，每个交替周期对应的地面停放年限不能太短，考虑到飞机结构使用年限通常在 20 年以上，通常交替周期可取为 2～5 年。

7.5.3　歼×系列飞机机翼主梁模拟试件交替试验与分析

（1）试验概述

① 采用歼×飞机机翼主梁关键危险部位——下凸缘航后 2 孔处的含防护涂层模拟试件，试件材料、结构形式与 7.3.2 中模拟试件相同。

②加速腐蚀试验采用 5.2 节给出的疲劳关键部位加速试验环境谱，由图 5-9 所示周期浸润腐蚀试验箱实施，当量关系为加速试验环境谱下 10 小时相当于地面停放 1 年。

③疲劳试验采用歼×型飞机设计疲劳载荷谱和各载荷状态下关键部位 σ（$1g$）所构成的应力谱。考虑到试件与实际结构有一定区别，为使中值寿命在无腐蚀条件下控制在 10000 飞行小时左右，对 σ（$1g$）引入了 0.75 的调整系数。

④为测定 $C-T$ 曲线，进行了 0、10、20 和 30 年共四组预腐蚀试验（试件数分别为 5、4、4 和 4），然后进行疲劳试验，试验载荷谱的施加由计算机自动控制，静载误差小于 1%，动载误差小于 2%。试验在室温大气下进行，频率 8Hz。试验寿命见表 7-4。

表 7-4　疲劳试验数据

序号 j	T_j（年）	N_{kj}（飞行小时）	N_{0j}（飞行小时）	C_j
0	0	12026，10144，10421，8957，12289	10695	1.0
1	10	8171，7785，9003，10665	8840	0.8266
2	20	8158，8282，7910，8804	8282	0.7744
3	30	6956，5147，8567，8471	7140	0.6676

⑤腐蚀－疲劳交替试验以使用年限 5 年为一个周期，每年飞行强度为 100 飞行小时，将一组共 8 件模拟试件在上述环境谱及试验装置下进行腐蚀－疲劳交替试验。引入分散系数 4 后 5 年飞行小时数为 2000 飞行小时。从而交替试验的具体实施过程为：加速试验环境谱下预腐蚀 50 小时（相当于地面停放 5 年）－谱载疲劳试验 2000 飞行小时，直至试件断裂。得到的试验寿命分别为 6850、8083、9908、7122、7674、9400、7587 和 10123 飞行小时。

（2）试验结果的处理与计算

①假设腐蚀－疲劳交替试验寿命服从对数正态分布，腐蚀－疲劳交替试验的中值试验寿命为 $(N_{C-F})_{50,t}=8259$ 飞行小时。

②依据表 7-4 所示数据，计算中值试验寿命 N_{0j} 和腐蚀修正系数 C_j（$j=0,1,\cdots,3$），所得 N_{0j} 与 C_j 一并列入表 7-4。采用式（7-18）所示 $C-T$ 曲线表达式，由（T_j，C_j）数据进行拟合所得结果为：

$$C=1.0-0.0451T^{0.5693}$$

采用式（7-20）所示 $C-T$ 曲线表达式，由（T_j，C_j）数据拟合的结果为：

$$C=\exp(-0.04022T^{0.65664})$$

③依据腐蚀－疲劳交替试验的实施过程，采用上述 $C-T$ 曲线表达式，由第 7.1.3 方法，将腐蚀条件下的飞行小时数 ΔN 折算为一般环境的飞行小时数 ΔN_j^*。计算结果见表

7-5。在此基础上得到对应腐蚀－疲劳交替试验过程的计算寿命为：

对应 $C-T$ 曲线式（7-18），$(N_{C-F})_{50,c}=8606$ 飞行小时。

对应 $C-T$ 曲线式（7-19），$(N_{C-F})_{50,c}=8606$ 飞行小时。

表 7-5　腐蚀－疲劳交替试验过程对应的寿命折算数据

T_j（年）	ΔN（飞行小时）	ΔN_j^*（飞行小时）	
		式（7-18）	式（7-20）
5	2000	2254	2245
10	2000	2402	2400
15	2000	2537	2538
20	2000	2661	2666
25	2000	2786	2790

（3）分析

两种 $C-T$ 曲线表达式对应的计算结果与试验结果的偏差均为 $\frac{(8606-8259)}{8259}\times 100\%=4.2\%$，计算结果与试验结果的偏差很小，在工程允许的误差范围内，因此，可以证实，腐蚀－疲劳交替作用影响可以忽略，用 7.2.2 的方法评定腐蚀条件下飞机结构的疲劳寿命是可行的。

7.5.4　歼×系列飞机机翼副梁模拟试件交替试验与分析

（1）试验概述

①采用歼×飞机机翼副梁关键危险部位——下耳片螺栓孔处的含防护涂层模拟试件，试件材料、结构形式如图 7-4 所示。

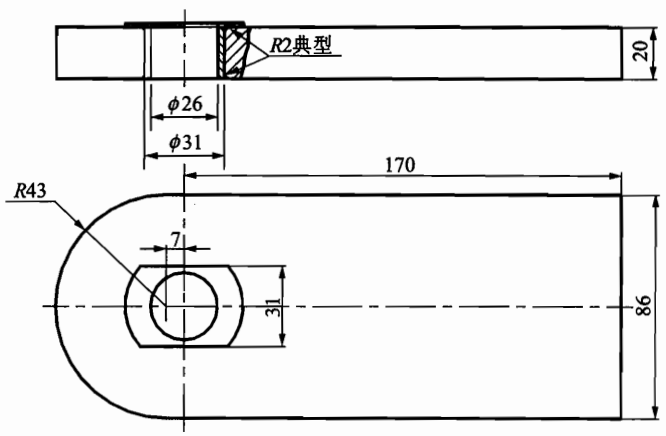

图 7-4　歼×飞机机翼副梁试件示意图

②加速腐蚀试验采用 5.2 节给出的疲劳关键部位加速试验环境谱，由图 5-9 所示的周期浸润腐蚀试验箱实施，当量关系为加速试验环境谱下 5.5h 相当于地面停放 1 年。

③疲劳试验采用歼×型飞机实测疲劳载荷谱和各载荷状态下关键部位 σ（$1g$）所构成的应力谱。考虑到试件与实际结构有一定区别，为使中值寿命在无腐蚀条件下控制在 10000 飞行小时左右，对 $\sigma(1g)$ 引入了 0.7 的调整系数。

④为测定 $C-T$ 曲线，进行了 0、5、15 和 25 年共四组预腐蚀试验（试件数分别为 7、5、5 和 5），然后进行疲劳试验，试验载荷谱的施加由计算机自动控制，静载误差小于 1%，动载误差小于 2%。试验在室温大气下进行，频率 8Hz。试验寿命见表 7-6。

⑤腐蚀－疲劳交替试验以使用年限 5 年为一个周期，每年飞行强度为 100 飞行小时，将一组共 5 件模拟试件在上述环境谱及试验装置条件下进行腐蚀－疲劳交替试验。引入分散系数 4 后 5 年飞行小时数为 2000 飞行小时，从而交替试验的具体实施过程为：加速试验环境谱下预腐蚀 27.5h（相当于地面停放 5 年）一谱载疲劳试验 2000 飞行小时，直至试件断裂。得到的试验寿命分别为 5521、6698、7270、7091 和 8593 飞行小时。

表 7-6　疲劳试验数据

序号 j	T_j（年）	N_{kj}（飞行小时）	N_{0j}/（飞行小时）	C_j
0	0	10717，8461，11231，11976，9478，10914，11063	10488	1
1	5	6374，7692，9340，8527，7487	7820	0.74561
2	15	4994，6130，7131，7159，6554	6340	0.6045
3	25	6454，5293，6109，4109，9629	6072	0.57895

（2）试验结果的处理与计算

①假设腐蚀－疲劳交替试验寿命服从对数正态分布，腐蚀－疲劳交替试验的中值试验寿命为 $(N_{C-F})_{50,t}=6964$ 飞行小时。

②依据表 7-6 所示数据，计算中值试验寿命 N_{0j} 和腐蚀修正系数 C_j（$j=0,1,\cdots,3$），所得 N_{0j} 与 C_j 一并列入表 7-6。采用式（7-18）所示 $C-T$ 曲线表达式，由（T_j，C_j）数据进行拟合所得结果为：

$$C=1.0-0.1532T^{0.327}$$

采用式（7-20）所示 $C-T$ 曲线表达式，由（T_j，C_j）数据拟合的结果为：

$$C=\exp(-0.1571T^{0.4029})$$

③依据腐蚀－疲劳交替试验的实施过程，采用上述 $C-T$ 曲线表达式，由第 7.1.3 方法，将腐蚀条件下的飞行小时数 ΔN 折算为一般环境的飞行小时数 ΔN_j^*。计算结果见表 7-7。在此基础上得到对应腐蚀－疲劳交替试验过程的计算寿命为：

对应 $C-T$ 曲线式（7-18），$(N_{C-F})_{50,c}=6970$ 飞行小时。

对应 $C-T$ 曲线式（7-19），$(N_{C-F})_{50,c}=6957$ 飞行小时。

表 7-7　计算结果

T_j（年）	ΔN（飞行小时）	ΔN_j^*（飞行小时）	
		式（7-18）	式（7-20）
5	2000	2701	2701
10	2000	2965	2975
15	2000	3183	3193
20	2000	3380	3382

（3）分析

两种 $C-T$ 曲线表达式对应的计算结果与试验结果的偏差分别为 $\frac{(6970-6964)}{6964}\times 100\%=0.1\%$ 和 $\frac{(6964-6957)}{6964}\times 100\%=0.09\%$，基本没有差别，因此，同样可以证实，腐蚀 — 疲劳交替作用影响可以忽略，用 7.2.2 的方法评定腐蚀条件下飞机结构的疲劳寿命是可行的。

7.5.5　$C-T$ 曲线的修正

如果要求 $C-T$ 曲线能更充分地考虑腐蚀－疲劳交替过程的影响，可以用腐蚀－疲劳交替试验结果对 $C-T$ 曲线进行适当的修正，由于 $C-T$ 曲线含有两个参数，可能会得到无穷个修正结果，通常的仅修正一个参数，具体方法为：

当 $C-T$ 曲线采用式（7-18）所示幂函数式时，保持指数 α 不变，给定步长，调整参数 β，使计算寿命与腐蚀－疲劳交替试验寿命一致。

当 $C-T$ 曲线采用式（7-20）所示指数函数时，保持指数 α 不变，给定步长，调整参数 β，使计算寿命与腐蚀－疲劳交替试验寿命一致。

例如上述机翼副梁的 $C-T$ 曲线函数式表达式，修正后的 $\beta=0.1701$，曲线为 $C=1.0-0.1701T^{0.327}$。

7.6　腐蚀条件下结构疲劳寿命评定实例

以我国典型机种歼×飞机机翼主梁为例，其关键危险部位为下凸缘航后 2 孔。该机种一般环境下的定寿结论为：首翻 1200 飞行小时，结构只检查不修理；第二次修理间隔 1000 飞行小时，大修寿命 2200 飞行小时；修理后寿命 800 飞行小时，总寿命 3000 飞行小时。

7.6.1　模拟试件

采用该部位含防护涂层的模拟试件，试件材料为 30CrMnSiNi2A 锻件，形式为含有两个 ϕ6 螺栓孔的拉伸试件，厚度 6mm，工作段宽度 20mm，工作段附有 5mm 厚 LY12 铝

片，采用螺栓连接。试件的防护体系为：磷化后涂 H06-2 铁红底漆，再涂 H04-2 钢灰磁漆。试件的材料状态、连接形式、孔径、边距、厚度等几何尺寸，加工工艺，受载形式及防护涂层等，均很好地模拟了机翼主梁下凸缘航后 2 孔处的真实情况。模拟试件示意图同图 7-2。

7.6.2　$C-T$ 曲线测定

(1) 加速腐蚀试验

采用第 5 章提出的加速试验环境谱，由两部分组成，由周期浸润腐蚀试验箱实施。

①酸性 NaCl 溶液浸润：5% NaCl 溶液中加入少量稀 H_2SO_4，使 pH＝4～4.5，溶液温度为 40±2℃。

②在 40℃温度和 RH＝（95±5)%的潮湿空气中，用远红外线灯照射烘干试件，调节远红外线灯的位置与功率，使试件在临近浸入溶液前可被烘干。

一个加速谱周期为 30min，浸泡 7.5min，溶液外 22.5min。

试验前取载荷谱中最大载荷在一定温度下进行两次预拉伸。

(2) 疲劳载荷谱

加速腐蚀试验结束后在一般环境下进行谱载疲劳试验，载荷谱采用该型飞机疲劳载荷谱及主梁根部下凸缘危险部位处的各载荷状态 $1g$ 应力所构成的名义应力谱。该谱以 83.7 飞行小时作为一个基本周期，包含 15 个任务剖面，114 个飞行起落，7 种载荷状态，1228 次载荷循环。由于非对称载荷状态的存在，实际上是以 167.4 飞行小时构成一个周期，并需在每个基本周期后施加 $6g$ DYD 一次，在 12 个基本周期后施加 $7g$ DYD 一次（施加 $7g$ DYD 的基本周期不再施加 $6g$ DYD 载荷）。

试验载荷谱用下式描述：

$$P=k\cdot n_y\cdot\sigma(1g)\cdot F \tag{7-22}$$

式中：k 为载荷调整系数，使得无腐蚀试件试验室环境下中值寿命为 10000～12000 飞行小时，通过应力水平摸索得到；n_y为过载谱；$\sigma(1g)$ 为歼×机翼主梁下凸缘危险部位处的各载荷状态 $1g$ 应力；F 为歼×机翼主梁模拟试件孔所在横截面的净面积，其名义值为 $14\times6=84mm^2$。

(3) $C-T$ 曲线

在上述环境谱和载荷谱下进行了 5 组（相当于外场 0、5、10、20、30 年）的预腐蚀疲劳试验，试验结果和处理参数见表 7-8。

表 7-8　预腐蚀疲劳寿命

T_j（年）	N_{0j}（飞行小时）	对数寿命标准差 s	C_j
0	10278	0.10	1
5	9163	0.13	0.89152
10	8595	0.13	0.83625
20	7573	0.098	0.73682
30	6841	0.061	0.6656

取常用显著度 $\alpha=0.05$，上述各组试验数据具有方差齐性。将 $C-T$ 曲线形式转化为线性，按最小二乘法进行拟合，$C-T$ 曲线拟合结果如下（见图 7-5）。

①$C=1.0-0.038704\times T^{0.635070}$　　相关系数 $r=0.999$

②$C=\exp(-0.035810\times T^{0.712801})$　　相关系数 $r=0.999$

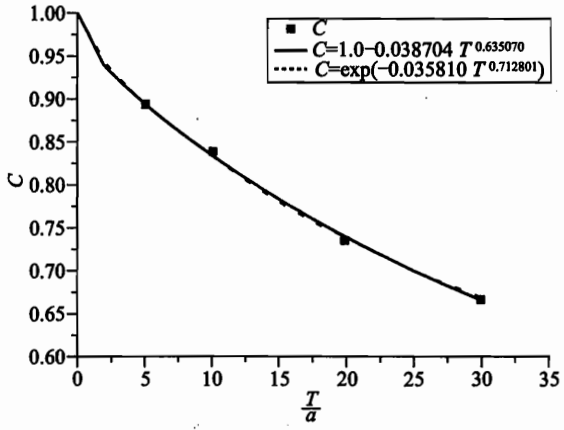

图 7-5　歼×飞机机翼主梁 $C-T$ 曲线拟合结果

7.6.3　K 值测定

（1）空中环境谱构成

空中环境谱由室温大气、潮湿空气、3.5%NaCl 中性盐雾和酸性盐雾（3.5%NaCl 盐雾＋SO_2）这四种单一介质构成，其具体组成见表 7-9。

表 7-9　腐蚀疲劳寿命

介质 i	y_i（%）	N_{i0}（飞行小时）	k_i
室温大气	87.5	11933	1
潮湿空气	10	9135	0.762
中性盐雾	1.25	5286	0.424
酸性盐雾	1.25	5648	0.471

（2）K 值测定

采用四组机翼主梁模拟试件，分别在上述四种单一介质环境下进行歼×型飞机谱载下疲劳试验，各种介质所占百分比和单一介质下的腐蚀疲劳中值寿命一并列入表 7-9。从而有：

$$K=\sum_{i=0}^{3}k_iy_i=0.963$$

7.6.4 疲劳寿命评定

取典型的年飞行强度为80、100飞行小时，一般环境下的疲劳寿命为800、1000、1200、2200、3000飞行小时，按上述方法进行疲劳寿命评定。计算结果见表7-10。

表7-10 疲劳寿命评定结果

N_i^*（飞行小时）	ΔN（飞行小时）			
	80		100	
	N_{ai}（飞行小时）	M	N_{ai}（飞行小时）	M
800	708	0.89	718	0.90
1000	869	0.87	885	0.89
1200	1026	0.86	1047	0.87
2200	1741	0.79	1800	0.82
3000	2242	0.75	2340	0.78

参 考 文 献

[7-1] 刘文珽，李玉海，贾国荣．腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定与监控方法研究．北京航空航天大学学报，1996.22（3）：259～263

[7-2] 李玉海，刘文珽，蒋冬滨等．腐蚀条件下机翼主梁的疲劳寿命修正系数．北京航空航天大学学报，2002，28（1）：30～33

[7-3] 刘文珽，蒋冬滨．飞机结构关键危险部位加速腐蚀试验环境谱研究．航空学报，1998.19（4）：435～438

[7-4] 贺小帆，刘文珽，蒋冬滨．疲劳寿命预腐蚀影响系数通用性研究．机械强度，2004（1）：101～104

[7-5] 李玉海，刘文珽．腐蚀条件下飞机结构疲劳寿命评定技术研究．飞机设计，2002，12（4）：1～10

第 8 章　腐蚀条件下飞机结构疲劳与耐久性分析方法

8.1　引言

如第 2 章所述，飞机结构的疲劳寿命体系通常包括安全寿命和经济寿命。一般环境下的安全寿命和经济寿命分析方法均已发展成熟，并获得了广泛的工程应用。但上述方法只考虑了载荷的作用，而实际服役的飞机都是在某种环境条件下使用的，飞机结构既要承受载荷作用，又要承受环境的腐蚀作用，以及载荷/环境的交互协同作用。所以，上述方法所得到的结论仅适用于一般环境下使用的飞机结构，而不适用于腐蚀条件下使用的飞机结构。使用经验与大量研究表明，飞机在上述腐蚀环境下服役时，环境腐蚀会大大降低飞机结构的疲劳寿命。为在飞机结构设计过程中和设计定型后评定飞机结构的使用寿命能否达到和怎样才能达到设计使用寿命指标的要求，需要建立腐蚀条件下飞机结构疲劳寿命的分析方法，它包括腐蚀条件下飞机结构安全寿命分析方法和经济寿命分析的耐久性分析方法。

8.2　疲劳寿命估算

一般环境下飞机结构疲劳寿命分析方法主要有名义应力法、应力严重系数法和局部应变法。由于飞机结构全尺寸试验需要很大的空间和很长的时间，而飞机结构局部环境非常复杂，地面模拟环境谱和空中载荷/环境谱在工程上难以实现，所以目前尚无法通过全尺寸预腐蚀疲劳与腐蚀疲劳试验评定腐蚀条件下飞机结构的疲劳寿命。另一方面，根据现有的预腐蚀疲劳与腐蚀疲劳机理进行精确的理论计算确定飞机结构在腐蚀条件下的疲劳寿命也还有相当大的困难。因此，在现有疲劳分析方法的基础上（见 2.4.1），考虑环境腐蚀的影响，建立腐蚀条件下疲劳寿命分析方法，成为工程可行的途径。

腐蚀条件下的疲劳寿命分析方法也同样分为应力分析方法和应变分析方法，其中应力分析方法包括腐蚀条件下的名义应力法和应力严重系数法。应力严重系数法可以看做是名义应力法的一种特例；应变分析方法为腐蚀条件下的局部应变法。

8.2.1　疲劳寿命估算的基本假设

飞机结构在腐蚀环境下的使用过程可视为腐蚀—疲劳—再腐蚀—再疲劳……直至破坏的过程，根据我国军用飞机的使用特点可作如下假设：

①飞机结构产生的损伤可视为相互独立的地面停放中的腐蚀损伤和飞行中的疲劳损伤，其中地面停放腐蚀降低结构的疲劳品质，与空中环境相比，地面停放腐蚀损伤居主导地位。

②在飞机结构的整个使用寿命域内，采用地面停放时间和空中飞行时间统一的时间坐标系，并且地面停放预腐蚀在整个使用寿命域内是连续的。

③考虑空中腐蚀疲劳影响时，认为空中环境在载荷谱施加过程中是不变的。

8.2.2　腐蚀条件下的名义应力法

8.2.2.1　基本步骤

①由载荷谱和关键部位细节应力分析得到关键部位的名义应力谱。

②选择等寿命曲线形式。

③根据疲劳寿命随地面停放时间 T 的变化规律，通过谱载下的安全寿命反推建立结构关键部位对应不同地面停放时间的 $T-p-S-N$ 曲线。一般情况下只需建立载荷谱中疲劳损伤严重的载荷级对应的应力比 R^* 下的 $T-p-S-N$ 曲线。

④采用线性累积损伤（Miner）理论估算结构腐蚀条件下的安全寿命。

8.2.2.2　地面停放 $T-p-S-N$ 曲线

得到结构关键部位的名义应力谱并选定等寿命曲线后（见 2.4.1.2），采用名义应力法估算飞机结构在腐蚀条件下安全寿命的关键仍然是建立结构关键部位的 $p-S-N$ 曲线。环境腐蚀使得结构 $p-S-N$ 曲线随腐蚀时间（程度）不断变化，根据载荷和环境的作用关系，目前的研究分为两个方面：腐蚀介质和交变载荷共同作用下的疲劳曲线——腐蚀疲劳曲线，腐蚀介质和交变载荷先后作用下的疲劳曲线——预腐蚀疲劳曲线。对于军用飞机结构而言，后者更为重要。

地面停放预腐蚀会导致飞机结构关键部位产生蚀坑，加剧应力集中并使结构材料的抗疲劳性能恶化，从而其疲劳寿命将随预腐蚀时间的增加而不断下降，疲劳曲线参数甚至函数形式都可能因为腐蚀的影响而不断变化。目前已经建立的预腐蚀疲劳曲线形式多样，根据研究对象的不同可分为两类：一类根据预腐蚀疲劳寿命的变化规律修正一般环境下的疲劳曲线；另一类根据预腐蚀疲劳寿命数据直接拟合曲线参数或建立曲线参数随预腐蚀时间的变化规律。对于前者，可称为寿命修正预腐蚀疲劳曲线，后者可称为参数修正预腐蚀疲劳曲线，将这两类预腐蚀疲劳曲线统称为 $T-p-S-N$ 曲线，当可靠度 p 取 50%，时称为 $T-S-N$ 曲线。

（1）*寿命修正形式的预腐蚀疲劳曲线*

由 $C-T$ 曲线（见第 7 章）得到预腐蚀指定时间后的寿命，将其代入一般环境下疲劳曲线的表达式，从而得到预腐蚀疲劳曲线的具体函数形式，详细过程如下：

设 $C-T$ 曲线的形式为：

$$C_{\mathrm{N}}(T)=f(T) \tag{8-1}$$

式中：$C_{\mathrm{N}}(T)$ 为预腐蚀修正系数（加下标 N 以区分疲劳曲线的幂函数参数 $C(T)$）；$f(T)$ 为 $C-T$ 曲线表达式，具体形式见第 7 章。参考文献［8-13］认为，在一定范围内 $C-T$

曲线与应力水平无关。

从而预腐蚀指定时间 T 后的寿命为：

$$\begin{aligned} N(T) &= N_0 \cdot f(T) \\ N_p(T) &= N_{p0} \cdot f(T) \end{aligned} \tag{8-2}$$

式中：N_0、N_{p0}分别为未预腐蚀结构或材料在一般环境下的特征寿命和对应可靠度 p 的安全寿命，下标 0 表示预腐蚀时间为 0（以下同）；$N(T)$、$N_p(T)$ 分别为预腐蚀指定时间 T 后一般环境下的特征寿命和对应可靠度 p 的安全寿命。

一般环境下工程上常用的 $p-S-N$ 曲线有如下两种形式。

用于中寿命区的幂函数式为：

$$S^{m_{p0}} \cdot N_{p0} = C_{p0} \tag{8-3}$$

式中：N_{p0}为一般环境下对应可靠度 p 的寿命；m_{p0}、C_{p0}为一般环境下对应可靠度 p 的曲线参数。

用于中寿命区和长寿命区的三参数式为：

$$S = C_{p0}\left(1 + \frac{A_{p0}}{N_{p0}^{\alpha_{p0}}}\right) \tag{8-4}$$

式中：C_{p0}为一般环境下对应可靠度 p 的疲劳极限；A_{p0}、α_{p0}分别为一般环境下对应可靠度 p 的曲线参数。

将式（8-2）代入上面两式中，$T-p-S-N$ 曲线寿命修正形式的表达式如下。

幂函数式：

$$N_p(T) = f(T) \cdot N_{p0} = f(T) \cdot (C_{p0} \cdot S^{-m_{p0}}) \tag{8-5}$$

三参数式：

$$N_p(T) = f(T) \cdot N_{p0} = f(T) \cdot \left(\frac{C_{p0}A_{p0}}{S - C_{p0}}\right)^{\frac{1}{\alpha_{p0}}} \tag{8-6}$$

（2）参数修正预腐蚀疲劳曲线的一般形式

幂函数式：

$$S^{m_p(T)} \cdot N_p(T) = C_p(T) \tag{8-7}$$

式中：$m_p(T)$、$C_p(T)$ 为预腐蚀时间 T 后 $p-S-N$ 曲线参数。

其 $p=50\%$的对数形式为：

$$\lg(T) = \lg C(T) - m(T) \cdot \lg S \tag{8-8}$$

三参数式：

$$S = C_p(T)\left(1 + \frac{A_p(T)}{N_p^{\alpha_p(T)}(T)}\right) \tag{8-9}$$

式中：$C_p(T)$、$A_p(T)$、$\alpha_p(T)$ 为预腐蚀时间 T 后 $p-S-N$ 曲线参数。

上述参数都是预腐蚀时间 T 的函数。从试验数据的分析和工程应用的角度出发，可以建立简化的幂函数和三参数的参数修正模型。

①假设预腐蚀后疲劳寿命服从对数正态分布以及不同预腐蚀时间和不同应力水平下的对数寿命标准差相同，对预腐蚀不同年限后（包括一般环境）的疲劳寿命数据，采用多元线性回归分析方法建立指数为常数的幂函数修正模型，其形式如下：

$$S^{m_T} \cdot N(T) = 10^{a+bT} \tag{8-10}$$

或

$$\lg N(T) = a + bT - m_T \cdot \lg S \tag{8-11}$$

式中：a、b 为曲线参数；m_T为指数。

该模型中指数 m_T为常数，表明在双对数坐标下不同 T 所对应的疲劳曲线具有相同的斜率。这一特性大大降低了获取预腐蚀疲劳曲线的要求，能够减少试验工作量，缩短试验周期并降低试验成本。在弱腐蚀条件下具有继承性的新结构在寿命估算要求不高时可以取 m_T为原有结构一般环境 $S-N$ 曲线的指数，甚至可以进一步取为材料 $S-N$ 曲线的指数。

$\lg C(T) = a+bT$，即 $\lg C(T)$ 是预腐蚀时间 T 的线性函数是该模型的另一特性。对于给定的应力水平 S，当预腐蚀时间分别取 0 和 T，可以得到：

$$C_N(T) = \frac{N(T)}{N_0} = \frac{10^{(a-m_T \lg S+bT)}}{10^{(a-m_T \lg S)}} = 10^{bT} \tag{8-12}$$

该式就是第 7 章中的式（7-20）。

②对于寿命估算中应用更广泛的三参数式疲劳曲线来说，完全确定三个参数随时间的变化规律在工程上难以实现。工程实际和研究表明，飞机结构疲劳关键件的主要腐蚀类型是点蚀，点蚀对寿命的影响可以当量为附加的应力集中，可以假设地面停放 T 时间后结构关键部位指定应力比 R^* 下 $p-S-N$ 曲线与一般环境下该部位的 $p-S-N$ 曲线具有相同的函数形式和形状参数，即有：

$$S = C_p(T)\left(1 + \frac{A_{p0}}{N_p^{\alpha_{p0}}(T)}\right) \tag{8-13}$$

式中：形状参数 α_{p0}、A_{p0}值为一般环境下该部位 $p-S-N$ 曲线的对应参数值，通常取为材料 $p-S-N$ 曲线的相应参数值α_0、A_0。参数 $C_p(T)$ 则由关键部位在谱载下的安全寿命 $N_p(T)$ 反推得到。

由疲劳寿命随地面停放预腐蚀时间变化规律得到 $N(T)$，则 $N_p(T)$ 为：

$$N_p(T) = N(T)10^{u_p\sigma} \tag{8-14}$$

式中：u_p 为标准正态分布上 p 分位点；σ 为预腐蚀对数寿命标准差，目前的研究表明，在工程常用的时间范围内，该值与预腐蚀时间 T 无关，可通过试验数据统计得到，或直接取为一般环境下的 σ_0。

以安全寿命 $N_p(T)$ 为目标值可通过步长迭代或二分法求得参数 $C_p(T)$ 的取值。当采用步长迭代时，通常由一个偏高的初始值 $C_p(T)_0$开始，由选定的等寿命曲线依据线性累积损伤理论计算出谱载下的安全寿命初值 $N_p(T)_0$，然后以一定的步长不断下降 $C_p(T)_0$的取值，计算对应的安全寿命 $N_p(T)_0$，直至 $N_p(T)_0$与 $N_p(T)$ 一致，其具体过程可以参考 2.4.3.4（2）。目前的研究表明 $C_p(T)$ $-T$ 曲线可以用直线来拟合，即有：

$$C_p(T) = A + BT \tag{8-15}$$

式中：A 为截距，表示预腐蚀时间为 0 时的 $C_p(T)$ 值，$A=C_{p0}$；B 为直线斜率。

地面停放不同时间后的三参数 $p-S-N$ 曲线的示意图如图 8-1 所示。

8.2.2.3　安全寿命估算

①在初步估算腐蚀条件下飞机结构安全寿命时，根据腐蚀条件下军用飞机的使用特

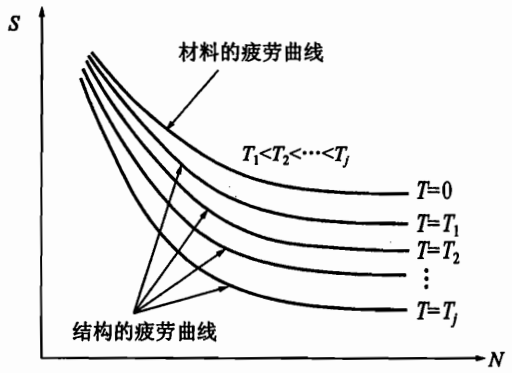

图 8-1　地面停放不同时间后的结构 $p-S-N$ 曲线

点，可以暂不考虑空中弱腐蚀环境对寿命的影响，只考虑地面停放腐蚀影响这一主导因素。

设一个完整的载荷谱周期有 m 级载荷，对应 H 个飞行小时。当根据使用要求给定或由实际使用情况统计得到某种型号飞机的第 j 年的飞行强度为 $(\mathrm{YFH})_j$ 飞行小时数，则第 j 年的损伤为：

$$D(j)=\frac{(\mathrm{YFH})_j}{H}\sum_{i=1}^{m}\frac{n_i(j)}{N_{\mathrm{p},i}(j)} \tag{8-16}$$

式中：$n_i(j)$ 为第 j 年第 i 级应力作用的次数；$N_{\mathrm{p},i}(j)$ 为结构经过 j 年地面停放腐蚀在第 i 级应力作用下的安全寿命。

而 $N_{\mathrm{p},i}(j)$ 由反推得到的第 j 年的 $p-S-N$ 曲线求出：

$$N_{\mathrm{p}j}(j)=\left[\frac{A_0}{\dfrac{S_i^*}{C_{\mathrm{p}}(j)}-1}\right]^{\frac{1}{a_0}} \tag{8-17}$$

式中：S_i^* 为载荷谱中第 i 级载荷（应力）（S_i，R_i）由等寿命曲线折算到指定应力比 R^* 下的当量应力；$C_{\mathrm{p}}(j)$ 为第 j 年 $p-S-N$ 曲线参数疲劳极限。

逐年累加损伤，当在 n_{pc} 年使总损伤为：

$$D=\sum_{j=1}^{n_{\mathrm{pc}}}D(j)=1.0 \tag{8-18}$$

则飞机结构只考虑地面停放预腐蚀影响的安全寿命为：

$$N_{\mathrm{pc}}=\sum_{j=1}^{n_{\mathrm{pc}}}\Delta N_j \tag{8-19}$$

②空中环境与载荷的共同作用产生的腐蚀疲劳会加剧飞行时的损伤，谱载下各级应力作用下的疲劳寿命 $N_{\mathrm{p},i}(j)$ 值会减小，而相应的疲劳损伤 D_j 值会增加。因此需要考虑空中腐蚀影响，工程上常用的处理方法是对 $N_{\mathrm{p},i}(j)$ 乘以空中腐蚀疲劳影响系数 K 加以修正。从而有：

$$D'(j)=\frac{D(j)}{K} \tag{8-20}$$

空中腐蚀影响系数 K 由空中环境单一介质的百分比加权组合确定为：

$$K = \sum_{i=1}^{q} k_i y_i \tag{8-21}$$

式中：$i(i=1, \cdots, q)$ 为空中环境的第 i 种单一介质；y_i 为空中环境第 i 种单一介质所占的百分比；k_i 为空中环境第 i 种单一介质腐蚀疲劳影响系数，具体确定过程和方法见第7章。

8.2.3　腐蚀条件下的应力严重系数法

腐蚀条件下的应力严重系数法的计算过程和腐蚀条件下的名义应力法类似，其基本步骤如下：

①建立关键连接部位的名义应力谱。

②采用谱载寿命反推法确定不同地面停放时间后的应力严重系数。

③获取对应于关键部位的应力严重系数和应力谱的 $p-S-N$ 曲线。

④采用 Miner 线性累积损伤理论估算安全寿命。

如前所述，环境腐蚀会加重构件关键部位的应力集中状况，同样，连接件旁路载荷的应力集中程度也会由于腐蚀而增加；此外，腐蚀会导致孔表面状况的恶化，因此，孔表面状况系数应随地面停放时间的增加而增加。综合考虑上述因素，腐蚀条件下连接件的应力严重系数 SSF 将随地面停放时间的增加而不断增大。因为在寿命估算时应力严重系数作为当量的应力集中系数，所以，不同地面停放时间下的应力严重系数仍由预腐蚀疲劳寿命通过寿命反推予以确定，一般环境下的应力严重系数可取为计算的初值。具体过程可参照腐蚀条件下名义应力法。

8.2.4　腐蚀条件下的局部应变法

局部弹塑性分析是局部应变法的核心和关键。工程常用的方法有 Neuber 法及改进的 Neuber 法、实验标定法、有限元素法等。弹塑性有限元法适用于复杂结构和复杂加载条件，分析精度较高，但工程应用时分析和数据准备繁琐，一般在特殊条件下使用。改进的 Neuber 法是一种简单而实用的近似方法，在小范围屈服和单轴加载占优势的情况下，其分析精度和有限元法相近，获得了广泛的应用。因此，腐蚀条件下局部应变法的建立以改进 Neuber 法为基础。

8.2.4.1　基本步骤

①原始数据的准备，包括载荷谱、材料在一般环境下的循环应力－应变曲线和应变－疲劳曲线及地面停放预腐蚀修正系数曲线。

②反推计算关键部位不同地面停放时间的疲劳缺口系数。

③依据 Miner 线性累积损伤理论估算安全寿命。

8.2.4.2　不同地面停放时间的疲劳缺口系数

疲劳缺口系数 K_f 是描述结构细节疲劳设计质量（如选材、构型、制造和装配等）和受载情况的定量参数，既考虑了应力集中的影响，又考虑了材料的塑性变形，其值越高则

疲劳开裂的危险性越大。一般环境下进行应变疲劳分析时，K_f通常被看做是不变的常量。但在腐蚀条件下构件的应力集中因腐蚀而逐渐增加，同时，材料的塑性也由于腐蚀而会有所改变，因此腐蚀条件下，K_f将随腐蚀时间不断增大。腐蚀条件下采用改进 Neuber 法进行疲劳寿命估算就必须确定 K_f随时间的变化规律，但是即使在一般环境下，工程上也很难按照其定义通过大量的疲劳试验来确定具体构件的 K_f值，腐蚀条件下更难以采用试验测定 K_f在指定时间的取值。根据前面的假设和地面停放预腐蚀对飞机结构的影响及腐蚀条件下应力分析方法的思想，地面停放 j 年后，对应可靠度 p 的疲劳缺口系数 $K_{fp}(j)$ 仍采用寿命反推法，其过程如下：

由一个偏低的 $K_{fp}(j)$ 的初始值 $K_{fp}(j)_0$开始，通常可取为关键部位一般环境下的疲劳缺口系数值或从 1.0 开始，通过改进 Neuber 法的局部应力应变分析和雨流计数获取闭合的循环，依据 Miner 理论计算出对应的安全寿命 $N_p(j)_0$，然后以一定步长增加$K_{fp}(j)_0$，直至计算寿命与由式（8-14）得到的安全寿命 $N_p(j)$ 一致。目前的研究表明 $K_{fp}(T)$ $-T$ 曲线可用直线拟合，即有：

$$K_{fp}(T) = A + BT \tag{8-22}$$

8.2.4.3　安全寿命估算

得到关键部位第 j 年的疲劳缺口系数 $K_{fp}(j)$ 后，由式（2-21）可确定局部应力－应变的关系为：

$$\Delta\sigma\Delta\varepsilon = \frac{[K_{fp}(j) \cdot \Delta S]^2}{E}$$

式中：ΔS 表示外载变程；$\Delta\sigma$ 和 $\Delta\varepsilon$ 为缺口根部的应力、应变范围；E 为弹性模量。

由该式和材料循环稳定的迟滞回线，如式（2-17），并同时配合使用雨流计数法，即可获取构件经地面停放 j 年后载荷谱（名义应力谱）所对应的局部应力－应变历程。

应变幅值为 ε_{ai}和平均应力为 σ_{mi}的第 i 个循环作用下到破坏的循环数 $N_i(j)$ 通过求解应变－寿命曲线得到。当采用式（2-18）时，由于通常得到的循环是非对称的，因此需要考虑平均应力的影响，一种简单的修正方法如下：

$$\varepsilon_a = \frac{(\sigma_f' - \sigma_m)}{E}(2N_i(j))^b + \varepsilon_f'(2N_i(j))^c \tag{8-23}$$

式中：疲劳强度系数 σ_f'、疲劳强度指数 b、疲劳延性系数 ε_f'和疲劳延性指数 c 由试验数据拟合得到；当 $\sigma_m<0$ 时，令 $\sigma_m=0$。

如果飞机每年的飞行强度为 $(\mathrm{YFH})_j$ 飞行小时，一个完整的载荷谱周期有 m 级载荷，对应 H 个飞行小时，则第 j 年的损伤为：

$$D(j) = \frac{(\mathrm{YFH})_j}{H \cdot K}\sum_{i=1}^{m}\frac{n_i}{N_i(j)} \tag{8-24}$$

式中：K 为空中腐蚀疲劳影响系数。

逐年累加各年的损伤至 $D=\sum_{i=1}^{n_{pc}} D(j) = 1.0$，飞机结构在腐蚀条件下的安全寿命由式（8-18）算出。

腐蚀条件下安全寿命估算的局部应变法和名义应力法的意义基于如下的工程事实，即军用飞机的研制通常具有继承性——新构件与已有的同类结构的对应构件常常有大致相同

的结构与受载形式及材料与工艺状态，而构件几何尺寸及所受载荷却明显不同。在这一前提下，估算新构件在载荷谱和应力水平下的疲劳寿命时就可以采用已有构件的 $K_{fp}(j)$ 或 $T-p-S-N$ 曲线，所得结果仍满足工程要求。在一般环境下这一方法已得到成功的应用。

8.2.5　疲劳寿命评定实例

以歼×飞机机翼主梁为例，其材料为 30CrMnSiNi2A 锻件，剖面形状为工字形，根部下凸缘螺栓孔处为疲劳关键危险部位。采用该型飞机×谱进行试验测定相关参数（试验谱），对其后续机种相同部位进行腐蚀条件下疲劳寿命分析，采用对应的应力谱（分析谱）。试验谱为该型飞机疲劳载荷谱及主梁根部下凸缘危险部位处的各载荷状态 $1g$ 应力所构成的名义应力谱，该谱以 83.7 飞行小时作为一个基本周期，包含 15 个任务剖面，114 个飞行起落，7 种载荷状态，1228 次载荷循环，由于非对称载荷状态的存在，实际上是以 167.4 飞行小时构成一个周期，并需在每个基本周期后施加 $6g$ DYD 一次，而在 12 个基本周期后施加 $7g$ DYD 一次（施加 $7g$ DYD 的基本周期不再施加 $6g$ DYD 载荷），所构成的包含 12 个基本周期的载荷谱共有 14748 次循环，对应 1004.4 飞行小时，其一般环境下的可靠寿命为 2200 飞行小时。分析谱为后续机种疲劳载荷谱及主梁根部下凸缘危险部位处的各载荷状态 $1g$ 应力所构成的名义应力谱，该谱以 90.467 飞行小时作为一个基本周期，包含 16 个任务剖面，115 个飞行起落，7 种载荷状态，1458 次载荷循环。由于非对称载荷状态的存在，（在编谱时）剖面为奇数时取上，剖面为偶数时取下，并需在第 1、3、5、7、9、11 个基本周期后施加 $7g$ DYD 一次，而在 11 个基本周期后再施加 $8g$ DYD 一次，所构成的载荷谱共有 16045 次循环，对应 995.137 飞行小时。

取年飞行强度为 100 飞行小时，进行疲劳寿命分析。

8.2.5.1　名义应力法

（1）*材料参数*

主梁关键危险部位的应力集中系数近似为 2.35，相同应力集中系数、应力比 $R^*=0.18$的主梁材料 $p-S-N$ 曲线三参数式形状参数 $\alpha_p=0.4702$、$A_p=99.96$，屈服应力 $\sigma_{0.2}=1400\text{MPa}$。

（2）*腐蚀条件下的性能曲线*

试验测得疲劳寿命随地面停放腐蚀时间的变化规律为：

$$N(T)=2200-50.7628T^{0.844885}$$

空中环境腐蚀疲劳影响系数 $K=0.963$。

（3）*寿命评定*

按腐蚀条件下的名义应力法进行计算，计算得到的每年主梁的 $T-p-S-N$ 曲线参数和每年对应的损伤见表 8-1，主梁地面停放 0、5、10 和 20 年后的疲劳曲线如图 8-2 所示。

表 8-1　名义应力法计算结果

序号	年限 T (a)	$C_p(T)$ (MPa)	$D(T)$
1	1	233.27	0.02939800
2	2	232.18	0.03000109
3	3	231.16	0.03057733
⋮	⋮	⋮	⋮
25	25	210.26	0.04541858
26	26	209.25	0.04631227
27	27	208.23	0.04723497

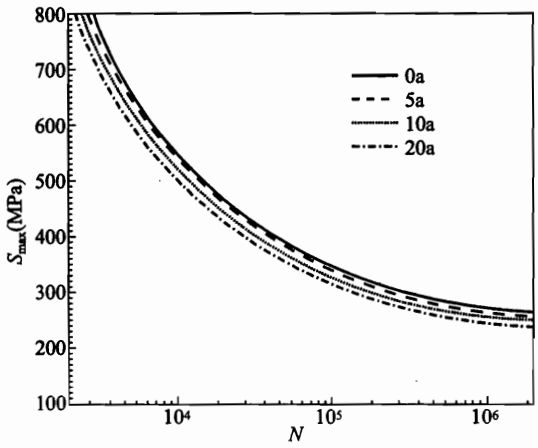

图 8-2　机翼主梁的 $T-p-S-N$ 曲线

当取使用年限为 27 年时，累计总损伤达到 1.0，从而寿命评定结果为 2700 飞行小时。而一般环境下的估算寿命为 3600 飞行小时，疲劳寿命腐蚀影响系数 $M=\dfrac{2700}{3600}=0.75$。

8.2.5.2　局部应变法

(1) 材料参数

主梁材料的弹性模量 $E=200\text{GPa}$，疲劳强度系数 $\sigma_f'=2974.0\text{MPa}$，疲劳强度系数 $b=-0.1026$，疲劳延性系数 $\varepsilon_f'=2.075$，疲劳延性指数 $c=-0.7816$，循环强度系数 $K'=2468.0\text{MPa}$，循环应变硬化指数 $n'=0.13$，主梁的疲劳缺口系数 $K_f=3.37$。

(2) 性能曲线

腐蚀条件下结构性能曲线参数同 8.2.5.1 (2)。

(3) 寿命评定

按腐蚀条件下的局部应变法进行计算，计算得到的每年螺栓孔的疲劳缺口系数和对应的损伤见表 8-2。

表 8-2　局部应变法计算结果

序号	年限 T (a)	$K_f(T)$	$D(T)$
1	1	4.52	0.03009729
2	2	4.53	0.03046595
3	3	4.55	0.03120682
⋮	⋮	⋮	⋮
24	24	4.85	0.04392960
25	25	4.87	0.04488782
26	26	4.89	0.04586454

当取使用年限为 26 年时，累计总损伤达到 1.0，从而评定结果为 2600 飞行小时。而一般环境下的估算寿命为 3500 飞行小时，疲劳寿命腐蚀影响系数 $M=\dfrac{2600}{3500}=0.74$。

8.3　腐蚀条件下飞机结构耐久性分析方法

一般环境下飞机结构耐久性分析的方法，主要包括概率断裂力学方法（PFMA）、裂纹萌生方法（CIA）和改进的裂纹萌生方法（ICIA），这些方法已在飞机结构寿命评定中得到广泛的应用。为对在沿海、湿热等腐蚀较严重地区使用的飞机结构进行损伤度评估和经济寿命预测，必须建立腐蚀条件下飞机结构耐久性分析方法，这对保证其安全可靠和经济性具有重要的意义。

8.3.1　腐蚀条件下耐久性分析的概率断裂力学方法

8.3.1.1　技术途径

(1) 增补假设

一般环境下 PFMA 方法主要包括两个基本步骤，即：

①建立描述结构细节群原始疲劳质量（IFQ）的当量初始缺陷尺寸（EIFS）分布。

②确定结构各应力区的裂纹超越概率 $p(i,t)$，在此基础上进行结构损伤度评估，进而完成指定允许损伤度所对应的经济寿命预测。

PFMA 实际上存在以下两个基本前提：

①细节裂纹尺寸分布的变化只由飞行中的损伤产生，也就是说，如果没有空中飞行过程，无论停放多长时间，其原始疲劳质量不变。

②在全部使用期间，各应力区的裂纹扩展速率$\dfrac{da}{dt}=Q_0(a(t))^b$的参数 Q_0不变。

上述两点限制该方法只能用于一般环境下使用的飞机结构，不能考虑环境的腐蚀影响。

在一般环境下耐久性分析的概率断裂力学方法基本假设基础上，针对腐蚀条件的影响增补如下假设：

①飞机使用环境为弱腐蚀环境，地面停放腐蚀的影响占主导地位，空中腐蚀环境的影响相对较小；空中飞行时间在总时间中的比例很小，采用包含地面停放时间和空中飞行时间的统一的使用时间 T；对歼击机而言，飞行时间只占使用时间的很小比例（不超过 1%），因此，假设地面停放环境的影响在整个使用时间内是连续的。

②地面停放腐蚀和空中飞行环境腐蚀作用较弱，在进行耐久性分析的有效时间范围内，腐蚀环境对结构腐蚀并不显著，蚀坑尺寸加蚀坑前缘腐蚀影响区尺寸远小于结构经济修理极限 a_e 和指定裂纹尺寸 a_r。

③假设腐蚀条件下任意时刻的裂纹尺寸分布与一般环境下裂纹尺寸分布有相同的函数形式，并采用基于 TTCI 服从双参数威布尔分布导出的威布尔相容函数和对数正态分布导出的对数正态相容函数。

④假设地面停放腐蚀与空中腐蚀疲劳的影响可以分开处理，认为地面停放腐蚀仅改变裂纹尺寸分布函数的参数，但不改变其上限，同时，影响后续飞行中的相对小裂纹扩展速率，而空中环境只影响相对小裂纹扩展速率；空中环境的腐蚀影响可以依据常用的空中环境表示方法（分为若干单一介质的百分比组成），由单一介质腐蚀影响按百分比加权组合而得到。

⑤腐蚀条件下的裂纹扩展速率 Q_c 可通过修正一般环境下相应的参数 Q_0 得到，即在其基础上乘以地面停放修正系数 $\eta_G(T)$ 与空中飞行环境修正系数 ξ_A。

一般环境下耐久性分析方法实际是在不考虑地面停放腐蚀和空中飞行环境腐蚀的前提下，将不连续的飞行过程（停－飞－停）连续化，裂纹尺寸分布函数仅仅是飞行小时数 t 的函数。但是，腐蚀条件下由于地面停放和空中腐蚀均对裂纹尺寸分布有影响，裂纹尺寸分布函数是使用时间 T 和飞行小时数 t（T 和 t 通过年飞行强度 YFH 一一对应）的函数，裂纹尺寸分布相对于 T 和 t 均不是完全连续的。

（2）总体思路

①以一般环境下耐久性分析的 PFMA 方法为基础，考虑地面停放腐蚀与空中腐蚀疲劳的影响，对其进行改进与发展。

②建立腐蚀条件下的裂纹尺寸分布函数形式以及分布参数的确定方法。

③分别考虑地面停放腐蚀与空中腐蚀疲劳的影响，对一般环境下使用期内的裂纹扩展速率参数 Q_0 进行修正，建立腐蚀条件下相对小裂纹扩展规律。

④直接由任意时刻各应力区的裂纹尺寸分布确定其裂纹超越概率及裂纹超越数，继而确定结构细节群的损伤度。

⑤根据指定的允许损伤度（裂纹超越数与可靠度），预测结构的经济寿命。

8.3.1.2　预腐蚀条件下结构原始疲劳质量

预腐蚀条件下结构细节的原始疲劳质量（IFQ）用裂纹萌生寿命（TTCI）和当量初始缺陷尺寸（EIFS）表示。TTCI 和 EIFS 相容分布通常采用三参数威布尔分布、双参数威布尔分布或对数正态分布描述。

腐蚀条件下 IFQ 分布参数与预腐蚀时间 T 和试件容量有关，当取分布函数为三参数

威布尔分布时，不同 T 对应的分布参数（斜率）差别会比较明显，不利于下一步统计分析，从而建议腐蚀条件下耐久性分析取后两种分布形式，其分布特性及参数处理过程与一般环境下完全相同。预腐蚀时间 T 后 EIFS 分布特性为：

①双参数威布尔分布

$$F_X(x) = \exp\left[-\left(\frac{\ln\left(\frac{a_r}{x}\right)}{(Q\beta)_T}\right)^{\alpha_T}\right] \tag{8-25}$$

式中：a_r为指定裂纹尺寸；α_T、$(Q\beta)_T$ 为预腐蚀时间 T 对应的 EIFS 分布参数，并认为 α_T 与腐蚀时间无关，即有 $\alpha_T=\alpha$。

②对数正态分布

$$F_X(x) = 1-\Phi\left[\frac{\ln\left(\frac{a_r}{x}\right)-(\mu_Z)_T}{(\sigma_Z)_T}\right] \tag{8-26}$$

式中：$(\mu_Z)_T$、$(\sigma_Z)_T$ 为预腐蚀时间为 T 时的 EIFS 分布参数；$\Phi(x)$ 为标准正态分布函数。

8.3.1.3　腐蚀条件下相对小裂纹扩展公式

(1) 相对小裂纹扩展公式

在耐久性分析的相对小裂纹范围内，地面停放时间 T 后空中环境下裂纹扩展公式，在一般环境下相对小裂纹扩展公式基础上进行修正得到：

$$\begin{aligned}&\left(\frac{\mathrm{d}a(t)}{\mathrm{d}t}\right)_c = Q_c(T)a(t)\Rightarrow\\&\ln\left(\frac{\mathrm{d}a(t)}{\mathrm{d}t}\right)_c = \ln Q_c(T)+\ln a(t)\end{aligned} \tag{8-27}$$

式中：t 为裂纹扩展寿命；$a(t)$ 表示寿命为 t 时的裂纹尺寸；$Q_c(T)$、b 为裂纹扩展速率参数。常假定指数 b 与腐蚀环境、腐蚀时间无关，并通常取 $b=1$。

设 t_1时刻裂纹尺寸为 $a(t_1)$，t_2时刻裂纹尺寸为 $a(t_2)$，则有：

$$a(t_2) = a(t_1)\exp\left(\int_{t_1}^{t_2} Q_c(T)\mathrm{d}t\right) \tag{8-28}$$

地面停放环境的腐蚀作用降低结构细节的疲劳品质，弱化结构细节谱载作用下的抗裂纹扩展能力，增大了谱载作用下的裂纹扩展速率。腐蚀条件下使用的结构细节在谱载作用下裂纹处于张开与闭合交替状态，当裂纹处于张开状态时，环境介质侵入裂纹内部，在裂纹局部范围内产生腐蚀，弱化结构抗裂纹扩展的能力，加速了谱载作用下的裂纹扩展，同时又导致裂尖的钝化，形成复杂耦合关系。

根据 8.3.1.1 中的增补假设⑤，腐蚀条件下的裂纹扩展率为：

$$\gamma_c(T) = \eta_G(T)\xi_A \qquad Q_c(T) = \eta_G(T)\xi_A Q_0 \tag{8-29}$$

式中：$\eta_G(T)$ 为地面停放环境的腐蚀作用对裂纹扩展速率修正系数，在地面停放环境确定后，它是停放时间的函数；ξ_A 为空中环境的腐蚀作用对裂纹扩展率修正系数。

(2) 裂纹扩展速率参数的确定

预腐蚀时间 T 后的结构在一般环境下的裂纹扩展规律为：

$$a(t) = a(0)\exp\left(\int_0^t Q_G(T)\mathrm{d}t\right)\Rightarrow \ln a(t) = \ln a(0)+Q_G(T)\cdot t$$

式中：$Q_G(T)$ 为地面停放时间 T 后一般环境下的裂纹扩展速率参数，$Q_G(T)=\eta_G(T)Q_0$。

设 (a_{ij}, t_{ij})（$i=1, \cdots, n$；$j=1, \cdots, m_i$）为预腐蚀时间 T 后第 i 个试件在一般环境下的裂纹扩展数据集，则该试件的裂纹扩展速率参数为：

$$Q_{G,i}(T)=\frac{m_i\sum_{j=1}^{m_i}t_{ij}\ln a_{ij}-\sum_{j=1}^{m_i}\ln a_{ij}\sum_{j=1}^{m_i}t_{ij}}{m_i\sum_{j=1}^{m_i}t_{ij}^2-\left(\sum_{j=1}^{m_i}t_{ij}\right)^2} \tag{8-30}$$

设该组试件数为 n，则对应该指定年限的裂纹扩展速率参数为：

$$Q_G(T)=\exp\left(\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\ln Q_{G,i}(T)\right) \tag{8-31}$$

(3) 空中环境对裂纹扩展速率修正系数的确定

因结构使用的空中环境是不断变化的，空中环境所包含的介质成分以及各成分所占的百分比亦不断变化，造成了空中环境的多样性，不同环境对谱载裂纹扩展速率影响不同，而在工程应用中，模拟各种各样的真实空中环境有很大的困难。

空中环境是高空环境，其温度、湿度均较小，属于弱腐蚀环境，载荷对结构的损伤占飞行过程中结构损伤的主体，空中环境的腐蚀作用主要是影响裂纹扩展速率。根据 8.3.1.1 中的增补假设④，可采用分离化处理方法确定由多种介质构成的空中环境裂纹扩展速率。

设空中环境包含有 p 种单一介质，各单一介质成分所占的百分比为 $y_j(j=1, \cdots, p)$。相同谱载作用下，各单一介质环境 j 对裂纹扩展速率修正系数为 λ_j，则由 p 种单一介质构成的空中环境的裂纹扩展速率修正系数为：

$$\xi_A=\frac{1}{\sum_{j=1}^{p}\left(y_j\cdot\frac{1}{\lambda_j}\right)}=\frac{1}{K} \tag{8-32}$$

式中：K 为空中环境腐蚀影响系数；λ_j 为单一介质对裂纹扩展率影响系数。

λ_j 可由下述两种方法确定。

①若有单一介质下谱载耐久性分析（a，t）数据集

在耐久性分析所讨论的小裂纹范围内，裂纹扩展速率原则上仍可沿用损伤容限设计中所采用的任意一种裂纹扩展表达式，由于环境的腐蚀作用，载荷/环境谱下裂纹扩展速率的大小不仅与结构材料、载荷相关，而且与环境的腐蚀作用以及两者之间的耦合作用相关。在此建议用 Walker 公式：

$$\frac{da}{dN}=C[(1-R)^{M-1}\Delta K]^n \tag{8-33}$$

式中：R 为外载的应力比；M 为材料常数；ΔK 为应力强度应子变程；C、n 为裂纹扩展常数。

a. 一般环境下裂纹扩展速率的确定

根据结构细节模拟件在一般环境/谱载作用下（a，t）数据集，采用拉格朗日插值可得第 $i(i=1, \cdots, m)$ 个试件任一指定裂纹长度 $a_{ik}(k=1, \cdots, K)$ 所对应的裂纹扩展时间 t_{0ik}，考虑裂纹扩展迟滞效应，采用 Willenborg 模型，确定任选一组 C_{0i} 和 n_{0i} 值达到选定

裂纹长度 a_{rk} 所对应的时间 t_{0ik}'，用复形调优法优化 C 和 n 值，使得由式（8-34）构成的目标函数 S 有最小值，从而确定最优的 C_i 和 n_i 值。

$$S=\sum_{k=1}^{K}(t_{0ik}-t_{0ik}')^2 \tag{8-34}$$

试件不同，优化后所得的 C_i 和 n_i 不同，而 C 和 n 是材料裂纹扩展常数，应不随裂纹长度变化，为使 Walker 公式在给定环境下有一致的 C 和 n 值，可取 Walker 公式中通用的 n 为：

$$n=\frac{1}{m}\sum_{i=1}^{m}n_i \tag{8-35}$$

取 $n_i=n$，仍用复形调优法仅对 C 进行优化，可得不同试件的 C_i 值，则一般环境下 Walker 公式中通用的 C_0 为：

$$C_0=\frac{1}{m}\sum_{i=1}^{m}C_n \tag{8-36}$$

b. 单一介质 j 环境下裂纹扩展速率的确定

由结构细节模拟试件在第 j 种单一介质环境和使用谱载下进行疲劳试验，将试验所得的（a，t）数据集用拉格郎日插值法确定与一般环境下所选定的裂纹长度 a_{rk}（$k=1$，…，K）相同的裂纹长度所对应的裂纹扩展时间 t_{jk}，取 Walker 公式中的参数 n，用 Willenborg 模型和复形调优法可确定 C_j。

c. 单一介质 j 环境对裂纹扩展率修正系数的确定

单一介质 j 环境对裂纹扩展率修正系数可由单一介质 j 环境下的裂纹扩展速率参数 C_j 与相同载荷作用下的一般环境下裂纹扩展速率参数 C_0 的比值确定。即：

$$\lambda_j=\frac{C_j}{C_0} \tag{8-37}$$

②若没有单一介质下谱载耐久性分析（a，t）数据集

若没有单一介质下谱载耐久性分析（a，t）数据集，只有裂纹萌生寿命数据或可由单一介质下 $S-N$ 曲线计算出谱载下寿命时，工程上可取为：

$$\lambda_j=\frac{N_0}{N_{j0}} \tag{8-38}$$

式中：N_{j0}、N_0 分别为谱载下第 j 种单一介质和一般环境所对应的指定裂纹尺寸对应的中值裂纹萌生寿命。

（4）腐蚀条件下裂纹扩展率与应力水平关系

一般环境下耐久性分析方法中，裂纹扩展率与应力水平关系可用下式描述：

$$Q_0=\gamma\sigma^{\zeta} \tag{8-39}$$

式中：γ、ζ 为一般环境下裂纹扩展率与应力水平关系参数。

根据 8.3.1.1 中的增补假设⑤，腐蚀条件下的裂纹扩展速率可先根据公式（8-40）求得一般环境和使用载荷作用下对应的裂纹扩展率，然后乘以相应腐蚀条件下的修正系数。即有：

$$Q_c(T)=\eta_G(T)\xi_A\gamma\sigma^{\zeta} \tag{8-40}$$

8.3.1.4　腐蚀条件下裂纹尺寸分布函数的确定

(1) 双参数威布尔相容分布函数

腐蚀条件下任意时刻 t 对应的裂纹尺寸分布函数为：

$$F_{a(T,t)}(a)=\exp\left\{-\left[\frac{\ln\dfrac{x_u(T,t)}{a}}{(Q\beta)_T}\right]^{\alpha}\right\} \tag{8-41}$$

式中：$x_u(T,\ t)$ 为裂纹尺寸分布上限，它是飞行时间、使用环境和载荷等因素的函数；$(Q\beta)_T$ 为比例参数，它是地面停放时间、使用环境等因素的函数。

①分布函数上限 $x_u(T,\ t)$ 的确定

取时间 $t_1=0$，设飞机结构在使用时间 T 内的使用过程为：停放时间 (T_i-T_{i-1}) $(i=1,\ \cdots,\ n)$ 后飞行小时数为 (t_i-t_{i-1})，则有：

$$\begin{aligned}x_u(T,t)&=a_r\exp\left(\int_0^t Q_c(T)\mathrm{d}\tau\right)\\&=a_r\exp\left(\int_0^{t_1}Q_c(T_1)\mathrm{d}\tau+\cdots+\int_{t_{n-1}}^{t_n}Q_c(T_n)\mathrm{d}\tau\right)\end{aligned} \tag{8-42}$$

②形状参数 α 的确定

可依据结构模拟件在一般环境下的耐久性试验所得的 $(a,\ t)$ 数据集来确定，由于试验数据的分散性，不同时间对应的形状参数不同，建议直接采用相同结构细节一般环境下的耐久性分析中的 EIFS 分布函数的形状参数，或直接取材料的 α 值。

③比例项 $(Q\beta)_T$ 的确定

根据 8.3.1.1 中的增补假设④，仅考虑地面停放环境对结构细节裂纹尺寸分布函数的比例参数的影响。研究表明，$(Q\beta)_T$ 随地面停放时间 T 的变化规律可用下式描述：

$$(Q\beta)_T=(Q\beta)_0(1-AT^B) \tag{8-43}$$

式中：$(Q\beta)_0$ 为一般环境下结构细节的 EIFS 分布函数的比例参数；A、B 为曲线参数。

经地面停放时间 T_j $(j=1,\ \cdots,\ n;\ n\geqslant 2)$ 后的结构模拟试件，在一般环境下进行疲劳试验，得到相应的 $(a,\ t)$ 数据集，在分布函数形状参数 α 确定的条件下，采用与一般环境下耐久性分析相同的处理方法确定相应的 EIFS 分布函数的比例参数项 $(Q\beta)_j$；由 $(T_j,\ (Q\beta)_j)$ 数据确定参数 B 和 A，具体过程如下：

令：$y_j=\ln\left(1-\dfrac{(Q\beta)_j}{(Q\beta)_0}\right)$，$x_j=\ln T_j$，则：

$$\begin{cases}B=\dfrac{\sum\limits_{j=1}^{n}x_j\sum\limits_{j=1}^{n}y_j-n\sum\limits_{j=1}^{n}(x_jy_j)}{\left(\sum\limits_{j=1}^{n}x_j\right)^2-n\sum\limits_{j=1}^{n}x_j^2}\\A=\exp\left\{-\dfrac{1}{n}\left(\sum\limits_{j=1}^{n}y_j-B\cdot\sum\limits_{j=1}^{n}x_j\right)\right\}\end{cases}$$

理论上讲，$(Q\beta)_T$ 应与应力水平无关，从而 B 和 A 与应力水平无关。

④地面停放环境对裂纹扩展率的修正系数

谱载下结构细节 TTCI 数学期望与地面停放时间 T 的变化规律可用下述公式描述：

$$\beta(T)=\beta_0C_N(T) \tag{8-44}$$

式中：$\beta(T)$ 为预腐蚀时间 T 后 TTCI 双参数威布尔分布特征寿命；β_0 为一般环境下 TTCI 双参数威布尔分布特征寿命；$C_N(T)$ 为疲劳寿命预腐蚀修正系数曲线，除式（8-12）外，另一种典型形式为：

$$C_N(T) = 1.0 - \beta T^{\alpha} \tag{8-45}$$

目前的研究表明 $C_N(T)$ 曲线与应力水平和载荷谱基本无关，由最小二乘法可确定式（8-45）的常数 β 和 α。

地面停放时间 T 后的裂纹扩展率修正系数为：

$$\eta_G(T) = \frac{Q_G(T)}{Q_0} = \frac{\dfrac{Q_G(T)\beta(T)}{\beta(T)}}{\dfrac{Q_0\beta_0}{\beta_0}} = \frac{(Q\beta)_T}{(Q\beta)_0} \cdot \frac{1}{\dfrac{\beta(T)}{\beta_0}} = \frac{1 - AT^B}{1 - \beta T^{\alpha}} \tag{8-46}$$

该式与应力水平无关。

（2）对数正态相容分布函数

任意时刻 t 对应的裂纹尺寸分布函数为：

$$F_{a(T,t)}(a) = 1 - \Phi\left[\frac{\ln \ln \dfrac{x_u(T,t)}{a} - (\mu_Z)_T}{(\sigma_Z)_T}\right] \tag{8-47}$$

式中：$x_u(T, t)$ 意义同前；$(\mu_Z)_T$ 为 t 时刻随机变量 $Z=\ln(Q_G(T)t(T))$ 的数学期望，它是地面停放环境和停放时间 T 的函数；$(\sigma_Z)_T$ 为随机变量 $\ln t(T)$ 的均方差，一般认为其与预腐蚀时间无关。

① $(\mu_Z)_T$ 的确定

在停放环境确定后，$(\mu_Z)_T$ 仅与地面停放时间有关，与空中飞行环境无关。经地面停放时间 T 后，得到一般环境下的指定裂纹尺寸 a_r 对应的裂纹萌生寿命 $t_i(T)(i=1, \cdots, n)$（n 为试件数），假设裂纹扩展寿命服从对数正态分布，从而有：

$$t(T) = \exp\left(\sum_{i=1}^{n} \ln t_i(T)\right)$$

按式（8-31）得到裂纹扩展速率参数 $Q_G(T)$，从而

$$(\mu_Z)_T = \ln(Q_G(T)) \cdot t(T)) \tag{8-48}$$

$(\mu_Z)_T$ 随时间 T 的变化规律可取为：

$$\exp((\mu_Z)_T) = \exp((\mu_Z)_0)(1 - a \cdot T^b)$$

或

$$(\mu_Z)_T = (\mu_Z)_0 - a\sqrt{T} \tag{8-49}$$

式中：$(\mu_Z)_0$ 为未经地面停放结构细节的 EIFS 分布函数的参数。参数 a 和 b 可由最小二乘法确定。

一般来说，由于 $(\mu_Z)_T$ 与应力水平无关，从而上述参数与应力水平无关。

②参数 $(\sigma_Z)_T$ 的确定

对不同停放时间后结构在一般环境下的疲劳寿命方差随时间的变化规律，可以通过试验数据确定。一般来说，在耐久性分析的有效时间范围内，方差无显著差异，并且对常用的钢、铝等结构材料可采用统一的疲劳寿命均方差 $\sigma_Z=0.176\sim0.2$，这样可以保证对于不

同的应力水平 EIFS 分布参数相同，并且在进行损伤度分析和经济寿命预测时结果偏于保守。

③地面停放环境对裂纹扩展速率的修正系数

谱载下结构细节 TTCI 数学期望与地面停放时间 T 的变化规律可用下述公式描述：

$$t(T) = t_0 \cdot C_N(T)$$

式中：$t(T)$ 为预腐蚀时间 T 后 TTCI 对数中值寿命；$C_N(T)$ 意义同前。

地面停放（或试验室加速）时间 T 后的裂纹扩展率修正系数可取为：

$$\eta_G(T) = \frac{Q_G(T)}{Q_0} = \frac{\dfrac{Q_G(T)t(T)}{t(T)}}{\dfrac{Q_0 t_0}{t_0}} = \frac{\exp(\mu_Z)_T}{\exp(\mu_Z)_0} \cdot \frac{1}{\dfrac{t(T)}{t_0}} = \frac{\exp(\mu_Z)_T}{\exp(\mu_Z)_0} \cdot \frac{1}{C_N(T)} = \frac{1-aT^b}{1-\beta T^a} \tag{8-50}$$

该式与应力水平无关。

(3) 裂纹尺寸分布函数

①双参数威布尔分布

若结构细节在第 j 年的飞行强度为 $(\mathrm{YFH})_j$，则结构使用 n 年后的裂纹尺寸分布函数为：

$$F_{a(n,t)}(a) = \exp\left\{-\left[\frac{\ln\dfrac{a_r}{a} + \sum_{j=1}^{n} Q_c(j) \cdot (\mathrm{YFH})_j}{(Q\beta)_0(1-A \cdot n^B)}\right]^{\alpha}\right\} \tag{8-51}$$

②对数正态分布模型

$$f_{a(n,t)}(a) = 1 - \Phi\left[\frac{\ln\ln\dfrac{a_r}{a} + \sum_{j=1}^{n} Q_c(j)(\mathrm{YFH})_j - (\mu_Z)_T}{\sigma_Z}\right] \tag{8-52}$$

式中：$Q_c(j)$ 为结构在地面停放 j 年后，空中飞行载荷/环境对应的裂纹扩展速率。

8.3.1.5　腐蚀条件下随机裂纹扩展规律

随机裂纹扩展方程通常是将确定性裂纹扩展方程随机化得到，从保守的角度出发，常在确定性裂纹的基础上乘以一个随机因子，其形式如下：

$$\left(\frac{\mathrm{d}a(t)}{\mathrm{d}t}\right)_c = X_c Q_c(T) a(t) \Rightarrow$$

$$\ln\left(\frac{\mathrm{d}a(t)}{\mathrm{d}t}\right)_c = \ln(X_c Q_c(T)) + \ln a(t) = \ln X_c + \ln Q_c(T) + \ln a(t) \tag{8-53}$$

式中：X_c 是随机因子，服从标准对数正态分布，且其标准差与材料、使用年限、应力水平等有关：

$$f_X(u) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_X} \mathrm{e}^{-\frac{1}{2}\left(\frac{\ln u}{\sigma_x}\right)^2} \tag{8-54}$$

$$\sigma_X^2 = \sigma^2_{\ln\left(\frac{\mathrm{d}a(t)}{\mathrm{d}t}\right)_c} = \sigma^2_{\ln Q_c(T)} = \sigma_M^2 + \sigma_T^2 + \sigma_\sigma^2 + \sigma_{\mathrm{other}}^2 \tag{8-55}$$

上述因素没有必要完全分离出来，工程上的处理方法是直接通过试验数据得到一个综合各种分散因素的方差。一般来说，随机变量的参数将与应力水平和预腐蚀时间有关，但

是从 IFQ 的性质和目前的试验数据研究表明：参数差别不显著，或者说，裂纹扩展速率参数的分散性与应力水平和预腐蚀时间无关。从而可以综合各种应力水平和预腐蚀时间下的裂纹扩展速率参数，得到该随机变量分布参数。

指定腐蚀时间 T 时的随机变量分布参数为：

$$(\sigma_X)_T=\sqrt{\frac{1}{n-1}\sum_{i=1}^{n}\ln^2\left(\frac{Q_{G,i}(T)}{Q_G(T)}\right)} \tag{8-56}$$

设 T_j（$j=1$，…，n）对应的试件数为 m_j，则有综合标准差为：

$$\sigma_X=\sqrt{\frac{1}{\sum_{j=1}^{m_j}(m_j-1)}\sum_{j=1}^{m_j}(m_j-1)(\sigma_X)_j^2} \tag{8-57}$$

则该随机变量分布概率密度函数为：

$$\begin{aligned} f_X(u)&=\frac{1}{\sqrt{2\pi}u\sigma_X}\exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{\ln u}{\sigma_X}\right)^2\right] && u\geqslant 0\\ &=0 && u<0 \end{aligned} \tag{8-58}$$

8.3.1.6　腐蚀条件下结构损伤度评定与经济寿命预测

（1）细节裂纹超越概率与裂纹超越数

① 确定性裂纹超越概率

设某结构有 m 个应力区，每个应力区细节数为 $N_i(i=1,\cdots,m)$，应力区 i 中结构细节在某一指定时间 t（对应使用时间·T）时裂纹尺寸超过经济修理裂纹长度 a_e 的概率为：

$$p(i,t)=p[a(t)>a_e]=1-F_{a(T,t)}(a_e) \tag{8-59}$$

a. 双参数威布尔分布

$$p(i,t)=1.0-\exp\left\{-\left[\frac{\ln\left(\frac{a_r}{a_e}\right)+\sum_{j=1}^{n}Q_c(j)(\mathrm{YFH})_j}{(Q\beta)_0(1-A\cdot n^B)}\right]^{\alpha}\right\}$$

当取 $a_r=a_e$ 时，上式为：

$$p(i,t)=1.0-\exp\left\{-\left[\frac{\sum_{j=1}^{n}Q_c(j)(\mathrm{YFH})_j}{(Q\beta)_0(1-A\cdot n^B)}\right]^{\alpha}\right\} \tag{8-60}$$

b. 对数正态分布模型

$$p(i,t)=\Phi\left[\frac{\ln\left(\sum_{j=1}^{n}Q_c(j)(\mathrm{YFH})_j\right)-(\mu_Z)_n}{\sigma_Z}\right] \tag{8-61}$$

若仅考虑地面停放环境或空中环境的腐蚀作用时，上式可以进行适当的转化。

②随机性裂纹超越概率

$$p(i,t)=1-F_{a(T,t)}(a_e)$$

式中：$F_{a(T,t)}(a_e)$ 为裂纹尺寸的无条件分布函数值。

a. 双参数威布尔分布

$$F_{a(T,t)}(a\mid_{X=u})=\exp\left\{-\left[\frac{\sum_{j=1}^{n}uQ_c(j)(\mathrm{YFH})_j}{(Q\beta)_0(1-A\cdot n^B)}\right]^{\alpha}\right\} \tag{8-62}$$

b. 对数正态模型

$$F_{a(T,t)}(a\mid_{X=u}) = 1-\Phi\left[\frac{\ln\left(\sum_{j=1}^{n} u\,Q_c(j)(\mathrm{YFH})_j\right)-(\mu_Z)_n}{\sigma_Z}\right] \tag{8-63}$$

由全概率定理，有裂纹超越概率

$$p(i,t) = 1.0-\int_0^{\infty} F_{a(T,t)}(a\mid_{X=u}) f_X(u)\mathrm{d}u \tag{8-64}$$

(2) 各应力区的裂纹超越数

当应力区细节数足够多时，第 i 个应力区的裂纹超越数 $N(i,t)$ 服从二项分布，则其均值 $\overline{N}(i,t)$ 和标准差 $\sigma_N(i,t)$ 为：

$$\begin{cases}\overline{N}(i,t) = N_i p(i,t)\\ \sigma_N(i,t) = \{N_i p(i,t)[1-p(i,t)]\}^{\frac{1}{2}}\end{cases} \tag{8-65}$$

式中：N_i为第 i 个应力区中的细节总数。

(3) 结构细节群的裂纹超越数

对于有 m 个应力区的结构，在使用时间 t 时的裂纹超越数 $L(t)$ 可认为是正态变量，其均值 $\overline{L}(t)$ 和标准差 $\sigma_L(t)$ 为：

$$\begin{cases}\overline{L}(t) = \sum_{i=1}^{m}\overline{N}(i,t)\\ \sigma_L(t) = \left[\sum_{i=1}^{m}\sigma_N^2(i,t)\right]^{\frac{1}{2}}\end{cases} \tag{8-66}$$

而结构可靠度可以用给定可靠度 R 下的裂纹超越数 $L_R(t)$ 来度量：

$$L_R(t) = \overline{L}(t)+u_R\sigma_L(t) \tag{8-67}$$

式中：u_R为标准正态分布上分位点。

给定不同的 t 可以得到 $L_R(t)$ 数据，从而得到 $L_R(t)-t$ 曲线。

(4) 损伤度评估与经济寿命预测

① 损伤度评估

损伤度平均值

$$D_m = \begin{cases}\overline{L}(t)\\ \dfrac{\overline{L}(t)}{N}\end{cases} \tag{8-68}$$

式中：$N=\sum N_i$ 为细节总数。

损伤度上界

$$D_R = \begin{cases}L_R(t)\\ \dfrac{L_R(t)}{N}\end{cases} \tag{8-69}$$

②经济寿命预测

给定经济修理极限 a_c和允许损伤度要求（允许裂纹超越数与可靠度），则可由 $L_R(t)-t$ 曲线查出对应的经济寿命 t_{ec}，它也可以通过程序直接计算给出。

8.3.2　腐蚀条件下耐久性分析的裂纹萌生方法

8.3.2.1　一般环境下裂纹萌生方法

一般环境下裂纹萌生方法（CIA）和改进的裂纹萌生方法（ICIA）是在常规疲劳分析基础上发展起来的一种可以进行结构细节群损伤度评估和经济寿命预测的耐久性分析方法，主要包含三个基本步骤：

①建立一种指定应力比下结构细节的裂纹萌生 $p-S-N$ 曲线族。

②采用线性累积损伤理论（Miner 准则）计算结构细节群各应力区的 $p(i,t)-t$ 曲线。

③结构细节损伤度评估与经济寿命的预测。

8.3.2.2　技术途径

用裂纹萌生方法进行腐蚀条件下飞机结构损伤度评估时，与一般环境下的主要差别在于结构细节裂纹萌生 $p-S-N$ 曲线族参数随地面停放时间 T 不断变化，空中腐蚀影响裂纹超越概率 $p(i,t)$ 与时间 T 有关。

①腐蚀环境的影响包含地面停放腐蚀和空中环境腐蚀两个方面，一般情况下可将上述两方面影响分离，在建立腐蚀条件下裂纹萌生方法时，分别引入地面停放腐蚀与空中环境腐蚀的作用。

②在空中弱腐蚀环境下，空中环境的腐蚀影响可以依据常用的空中环境表示方法（分为若干单一介质的百分比组成），由单一介质腐蚀影响按百分比加权组合而得到。

③建立腐蚀条件下耐久性分析的裂纹萌生方法有如下两个可供选取的途径：

a. 首先考虑空中环境腐蚀疲劳的影响，建立起空中环境所对应的结构细节腐蚀疲劳 $p-S-N$曲线族，然后考虑 $p-S-N$ 曲线族随地面停放腐蚀时间的变化规律，引入地面停放腐蚀影响。

b. 首先考虑地面停放腐蚀使一般环境下结构细节 $p-S-N$ 曲线族随地面停放时间不断变化的规律，然后在确定各应力区裂纹萌生寿命达到指定使用时间对应的存活率 p 过程中，将谱载各级应力对应的寿命考虑空中环境下腐蚀疲劳的影响加以修正，也就是说：在确定 $p(i,t)$ 时引入空中腐蚀疲劳的影响。

考虑到实际实现的可能性，采用途径 b。从而腐蚀条件下耐久性分析的主要步骤为：

a. 建立不同地面停放时间 T 对应的预腐蚀条件下结构细节裂纹萌生 $p-S-N$ 曲线族。

b. 给定预腐蚀时间及年飞行强度情况下结构细节各应力区的裂纹超越概率 $p(i,t)$ 的确定。由应力区对应的结构细节名义应力谱和指定应力比下预腐蚀不同时间对应的结构细节 $p-S-N$ 曲线及等寿命曲线，根据线性累积损伤理论计算若干不同可靠度 p 对应的裂纹萌生寿命，从而建立 $p(i,t)-t$ 曲线。

c. 考虑空中腐蚀疲劳对 $p(i,t)$ 的影响。

d. 结构的损伤度评估与经济寿命预测。

8.3.2.3　预腐蚀条件下结构细节裂纹萌生 $p-S-N$ 曲线族

(1) 地面停放腐蚀时间对谱载下安全裂纹萌生寿命的影响

①安全裂纹萌生寿命 $N_p(T)$ 的确定

假设预腐蚀时间 T 后结构细节裂纹萌生寿命服从对数正态分布，于是有：

$$N_p(T) = N(T)10^{u_p\sigma_0} \tag{8-70}$$

式中：p 为可靠度；$N(T)$ 为预腐蚀时间 T 后的中值裂纹萌生寿命；σ_0 为对数裂纹萌生寿命标准差，对常用的金属材料一般取为 0.176～0.2。

②$N_p(T)$ 随地面停放时间 T 的变化规律

预腐蚀条件下结构细节在一般环境下的安全裂纹萌生随时间的变化可用下述形式描述：

$$N_p(T) = N_{p0} \cdot C_N(T) \tag{8-71}$$

式中：N_{p0}为未预腐蚀结构一般环境下的安全裂纹萌生寿命。

由于飞机的使用时间均以年计，使用年限通常达 30 年左右，将模拟试件置于对应的结构细节局部环境预腐蚀若干不同年限，然后进行疲劳试验，在工程上无法实现。通常采用在试验室加速腐蚀的方法，具体过程可以参考第 5 章～第 7 章。

(2) 不同地面停放时间 T 对应的裂纹萌生 $p-S-N$ 曲线族

不同地面停放时间对应的裂纹萌生 $p-S-N$ 曲线的建立方法和过程，与腐蚀条件下名义应力法中的确定过程完全相同，但是此处 N 指的是裂纹萌生寿命。通常为计及载荷顺序效应的影响，预腐蚀条件下结构细节裂纹萌生 $p-S-N$ 曲线取三参数式，见式 (8-13)。

①$p-S-N$ 曲线参数确定

a. 裂纹萌生 $p-S-N$ 曲线参数 α_{p0}、A_{p0} 与一般环境下应力集中系数 K_t 相同（或相近）的材料 $S-N$ 曲线三参数式参数 α_0、A_0 相同，可以由材料疲劳性能手册直接查出，或由手册给出的疲劳试验数据经适当的处理与拟合而得到。

b. 计算反推 $C_p(T)$

计算反推 $C_p(T)$ 的过程与一般环境下裂纹萌生方法（见第 2 章）及腐蚀条件下的名义应力法相同（见 8.2.2.2）。

②$p-S-N$ 曲线的建立

建立不同地面停放时间 T 对应的结构 $p-S-N$ 曲线变化规律，其具体过程与 8.2.2.2 相同。

8.3.2.4　腐蚀条件下的裂纹超越概率 $p\ (i, t)$

(1) 预腐蚀条件下指定使用时间对应的各应力区 $p(i, t)$

①指定存活率 p 下任意一年中产生的疲劳损伤

若飞机在任意一年（第 j 年）中的使用强度（飞行小时数）为 $(\mathrm{YFH})_j$（$j=1, 2, \cdots$），则由 Miner 理论计算对应存活率 p 的疲劳损伤为：

$$D_p(j) = \frac{(\mathrm{YFH})_j}{H} \cdot \sum_{i=1}^{n} \frac{n_i}{N_{p,i}(j)} \tag{8-72}$$

式中：H 为应力谱一个周期代表的飞行小时数；$N_{p,i}(j)$ 为预腐蚀 j 年后的结构在应力谱中第 i 级应力水平下的安全裂纹萌生寿命。

②指定 p 下使用 n 年的总损伤

指定 p 下使用 n 年（即：总飞行小时数 $N=\sum_{j=1}^{n}(\mathrm{YFH})_j$）的总损伤为：

$$D_p(n)=\sum_{j=1}^{n}D_p(j) \tag{8-73}$$

③$D_p(T)-p$ 曲线

给定若干不同的 p 值（通常给定的 p 值为 0.5、0.9、0.95、0.975、0.99、0.995、0.999、0.9999、0.99999），分别计算使用 T 年（N 飞行小时）对应的 $D_p(T)$，从而建立对应的 $D_p(T)-p$ 曲线。

④预腐蚀条件下的 $p(i,t)$ 值

根据第 i 个应力区应力水平计算得到上述 $D_p(T)-p$ 曲线，由线性内插方法确定 $D_p(T)=1$ 对应的 p 值，它就是第 i 个应力区在使用 T 年（N 飞行小时）达到安全裂纹萌生寿命所对应的存活率 p^*，即裂纹未达到经济修理极限的概率，而裂纹超越概率则为：$p(i,t)=1-p^*$。

(2) 空中环境腐蚀疲劳影响

①空中环境腐蚀疲劳会降低预腐蚀条件下结构细节 $p-S-N$ 曲线的参数 $C_p(T)$ 值，从而降低谱载下各级应力水平恒幅作用下的安全裂纹萌生寿命 $N_p(T)$，增大腐蚀条件下相同飞行小时数对应的损伤 $D_p(T)$，使得 $p(i,t)$ 提高。

②本着地面停放腐蚀与空中腐蚀疲劳影响分离的原则，不同地面停放时间 T 下空中腐蚀影响的大小是一样的，因而空中环境腐蚀疲劳影响系数 K 值与时间 T 无关。

③针对弱腐蚀环境通常采用的方法是对 $N_p(T)$ 加以修正，乘以空中环境腐蚀疲劳影响系数 K，

$$N_p'(T)=N_p(T)\cdot K \tag{8-74}$$

考虑空中环境腐蚀影响后，结构疲劳损伤 $D_p(T)$ 修正为：

$$D_p'(T)=\frac{D_p(T)}{K} \tag{8-75}$$

(3) $p(i,t)-t$ 曲线

①同时考虑地面停放预腐蚀和空中环境腐蚀影响，给定不同的 $p(i,t)$，计算出对应的安全裂纹萌生寿命 t，由若干组 $(t,p(i,t))$ 数据即可给出 $p(i,t)-t$ 曲线。

②为适应结构损伤度评估的需要，$p(i,t)$ 通常应包含 $10^{-8}\sim0.1$ 范围，并在此范围内至少取 10 个值。

8.3.2.5　结构损伤度评估与经济寿命预测

建立 $p(i,t)-t$ 曲线后，可以进行损伤度评估，给定允许损伤度要求，进行经济寿命预测，具体过程同 8.3.1.6，其区别仅仅在于 $p(i,t)$ 的确定方法不同。

8.3.3　腐蚀条件下功能失效概率控制方法

8.3.3.1　引言

耐久性分析主要针对结构功能失效，它通过分析典型结构中必然具有的初始缺陷的扩展，确定其达到损害结构功能的时间，从而制定合理可行的检修方案，使结构满足用户提出的使用寿命要求。结构功能具有多样性，一方面，它包括强度、刚度、维形、保压、操

纵等实际功能，例如对机翼整体油箱，耐久性分析是通过控制紧固孔的裂纹超越数来避免油箱漏油；另一方面，对于可检修的结构，具有可修理功能，耐久性分析是通过控制其裂纹超越概率来保证能对细节进行适时的修理，以防止裂纹过长超过经济修理极限尺寸，使结构丧失可修理功能，以及由此导致结构不能满足使用寿命要求。

8.3.1 的概率断裂力学方法和 8.3.2 的裂纹萌生方法均建立在大细节群基础上，认为细节群的裂纹超越数近似服从正态分布。但是对于在飞机结构中数量很少的细节（小细节群），则不适于直接应用正态分布假设。比较典型的这类细节为飞机结构中的接头耳片、主梁上的紧固孔和平尾大轴等，它们的应力区中细节数较少，特别是对经济寿命起关键影响的高应力区中细节数往往仅为 2～4，并且相互之间的应力水平差异也较大，直接应用正态分布的假设将带来较大的误差。对于这种小细节群结构，目前采取的处理方法是将一个机队甚至该机种所有飞机上的该关键件的细节作为一个细节群，即以机群为评定对象，但这样处理后，计算出的裂纹超越数 $L_R(t)$ 不再是一架飞机上的裂纹超越数，而是整个机群的所有该关键件细节中的裂纹超越数，不能反映单机的损伤度状态，损伤度与可靠度的工程意义不明确了。同时，也没有严格、定量地考虑综合各关键件所给出的全机使用寿命的统计含义。

实际上，细节群中一个应力区的裂纹超越数服从二项分布。以二项分布为基础，建立从结构关键件功能失效概率、单机功能失效概率直至机群功能失效概率的分析计算模型，并建立基于功能失效概率控制的结构使用寿命评定方法，对腐蚀条件下飞机结构耐久性分析具有重要意义。

8.3.3.2　腐蚀条件下任意时刻细节裂纹超越概率

功能失效概率控制方法主要是建立关键件结构功能失效概率、整机结构功能失效概率和机群结构功能失效概率，建立上述结构功能失效概率的核心是建立任意时刻（地面停放时间 T 和飞行小时数 t）时细节裂纹超越概率 $p(i,t)$，方法已由 8.3.1 和 8.3.2 给出。

8.3.3.3　关键件功能失效概率控制和经济寿命评定

(1) 关键件功能失效概率

关键件结构细节群的裂纹超越数超过给定的允许裂纹超越数的概率就是该关键件功能失效概率。

一个耐久性关键件可以根据应力水平划分为 m 个应力区。第 i 个应力区中有 N_i 个相同的细节（如紧固孔），它们的最大应力水平近似相同，可以认为，该应力区的所有细节对应于任意使用时间 t 时，裂纹尺寸超过经济修理极限 a_e 的概率 $p(i,t)$ 是相同的。同时由于经济修理极限 a_e 比较小，可以认为每个细节的裂纹扩展不受邻近细节裂纹的影响，是相互独立的。那么，在任意使用时间 t 时第 i 应力区中裂纹尺寸超过经济修理极限 a_e 的细节总数 $N(i,t)$（裂纹超越数）的分布可以用二项分布来描述：

$$P_i^n(t) = P[N(i,t) = n] = C_{N_i}^n (p(i,t))^n [1-p(i,t)]^{N_i-n} \tag{8-76}$$

式中：$P[N(i,t)=n]$ 表示第 i 应力区的裂纹尺寸超过经济修理极限 a_e 的细节总数 $N(i,t)$ 等于 n 的概率；$C_{N_i}^n = \dfrac{N_i!}{[n!\ (N_i-n)!]}$。

$N(i,t)$ 的均值与方差为：

$$\overline{N}(i,t)=N_i p(i,t)\qquad \sigma_N^2(i,t)=N_i p(i,t)[1-p(i,t)] \tag{8-77}$$

由上式确定了关键件各个应力区的裂纹超越数概率分布后，则 i、j 两个应力区中裂纹超越数总和为 n 的概率为：

$$P_{i,j}^n(t)=P((N_i(i,t)+N_j(j,t))=n)=\sum_{l=0}^{n}(P_i^{n-l}(t)P_j{}'(t)) \tag{8-78}$$

式中：$P_j{}'(t)$ 为第 j 个应力区裂纹超越数为 l 的概率；$P_i^{n-l}(t)$ 为第 i 个应力区裂纹超越数为 $n-l$ 的概率。

一个耐久性关键件有 m 个应力区，那么在任意使用时间 t 时，该关键件有 n 个细节裂纹尺寸超过经济修理极限 a_e 的概率为：

$$P^n(t)=P\Big(\sum_{i=1}^{m}N(i,t)=n\Big)=\sum_{l_{m-1}=0}^{n}(P_m^{n-l_{m-1}}(t)\times\sum_{l_{m-2}=0}^{l_{m-1}}(P_{m-1}^{l_{m-1}-l_{m-2}}(t)\times\cdots\times\sum_{l_1=0}^{l_2}(P_2^{l_2-l_1}(t)P_1^{l_1}(t))))\tag{8-79}$$

从而关键件有 n 个或 n 个以上细节裂纹尺寸超过 a_e 的概率为：

$$P(t)=1-P[N(t)<n]=1-\sum_{i=0}^{n-1}P^i(t) \tag{8-80}$$

$P(t)$ 即为在任意使用时间 t 时，该关键件功能失效概率。$P^i(t)$ 为该关键件有 i 个细节失效的概率。

①对于小细节群，关键件允许裂纹超越数一般为 1，从而上述过程简化为：

$$P_i^0(t)=[1-p(i,t)]^{N_i} \tag{8-81}$$

关键件第 i 应力区有一个或一个以上细节裂纹尺寸超过 a_e 的概率为：

$$P_i(t)=P[N(i,t)]\geqslant 1]=1-P_i^0(t)=1-[1-p(i,t)]^{N_i} \tag{8-82}$$

当取关键件裂纹超越数为 1 时，该关键件有一个或一个以上细节裂纹尺寸超过经济修理极限 a_e 的概率为：

$$P(t)=1-\prod_{i=1}^{m}[1-P_i(t)]=1-\prod_{i=1}^{m}[1-p(i,t)]^{N_i} \tag{8-83}$$

②对于大细节群（一般应满足 $N_i\geqslant 30$，$N_i p(i,t)>5$，$N(i,t)$ 对应的二项分布依据中心极限定理趋于正态分布，细节群的裂纹超越数 $L(t)=\sum_{i=1}^{m}N(i,t)$ 为正态变量，其数学期望与标准差分别为：

$$\overline{L}(t)=\sum_{i=1}^{m}\overline{N}(i,t)\qquad \sigma_L(t)=\Big(\sum_{i=1}^{m}\sigma_N^2(i,t)\Big)^{\frac{1}{2}} \tag{8-84}$$

如果给定的允许裂纹超越数为 $[n]$，那么在任意使用时间 t 时结构功能失效概率为：

$$P(t)=P[L>[L]]=1-\Phi\Big(\frac{[n]-\overline{L}(t)}{\sigma_L(t)}\Big) \tag{8-85}$$

式中：$\Phi(x)$ 为标准正态分布函数。

大细节群的耐久性分析中，给定可靠度 R。则控制失效概率即为 $1-R$。

(2) 功能失效概率控制和使用寿命评定

对关键件功能失效概率进行控制，即对于给定的允许细节裂纹超越数 $[n]$，由式(8-83)或式 (8-85) 可以获得关键件 $P(t)-t$ 关系曲线，对应于 $P(t)$ 等于允许功能失效

概率［P］时的 t 即为结构需要进行经济修理的时间或经济寿命 t_{ec}。如果需要进行修理，可以通过上述过程确定各应力区的分析结果（细节裂纹超越概率和超越数），结合无损检测手段确定需修应力区和修理部位。

8.3.3.4　单机的功能失效概率控制和使用寿命评定

（1）单机的功能失效概率

全机所有关键件功能失效数达到指定数目（通常为 1）即认为该机功能失效，此事件的概率就是单机功能失效概率。

一架飞机有 K 个关键件，当失效关键件数目达到指定数目［K］时就认为整机功能失效。各关键件按其细节群大小，分别用式（8-83）或（8-85）计算其功能失效概率，那么，在任意使用时间 t 时，整机功能失效概率计算过程如下。

指定时间 t 时，K 个关键件的失效概率分别为 $P_i(t)(i=1,\cdots,K)$，则关键件失效数目为 k 的概率为：

$$Q^k(t)=\frac{\sum\limits_{\substack{i1,i2,\cdots,ik=1,\cdots,K\\ i1\neq i2\neq\cdots\neq ik}}(P_{i1}(t)P_{i2}(t)\cdots P_{ik}(t)\prod\limits_{\substack{j=1\\ j\neq i1,i2,\cdots,ik}}^{K}(1-P_j(t))}{k!} \tag{8-86}$$

指定关键件失效数为［K］，则该机发生功能失效的概率为：

$$Q(t)=1-\sum_{k=0}^{[K]-1}Q^k(t) \tag{8-87}$$

该关键件功能完好的概率为：

$$P_A(t)=1-Q(t)=\sum_{k=0}^{[K]-1}P^k(t) \tag{8-88}$$

当指定发生功能失效的关键件数目［K］$=1$ 时，上式退化为：

$$Q(t)=1-\prod_{k=1}^{K}[1-P_k(t)] \tag{8-89}$$

式中：$P_k(t)$ 为第 k 个关键件的功能失效概率。

（2）单机功能失效概率控制和使用寿命评定

对于给定的允许关键件功能失效数［K］，由上式可以获得 $Q(t)-t$ 关系曲线，对应于 $Q(t)$ 等于允许功能失效概率［Q］时的 t 即为单机需要进行经济修理的时间或经济寿命 t_{ec}。如果需要进行修理，可以通过上述过程确定各关键件的分析结果（关键件细节裂纹超越概率和裂纹超越数），判断功能失效概率已达到临界值的关键件，结合无损检测手段确定需修关键件和修理部位。

8.3.3.5　机群的功能失效概率控制与使用寿命评定

（1）机群的功能失效概率

一个机群中出现功能失效的飞机架数达到指定数目（通常为 1）即认为该机群功能失效，此事件的概率就是机群功能失效概率。

一个机群有 $H(H>1)$ 架飞机，一般来说，各单机的实际飞行情况（如飞行强度）是不相同的，即各单机的实际载荷－时间历程各不相同。因而，对于指定的某一使用时间，机群中各单机的功能失效概率是不一样的。设在指定使用时间 t 时，H 架飞机的失效概率

分别为 $Q_i(t)(i=1,\cdots,H)$，机群中发生功能失效的飞机架数为 h 的概率为：

$$P_S^k(t)=P(S(t)=k)=\frac{\sum\limits_{\substack{i1,i2,\cdots,ih=1,\cdots,H\\ i1\neq i2\neq\cdots\neq ih}}(Q_{i1}(t)Q_{i2}(t)\cdots Q_{ih}(t)\prod\limits_{\substack{j=1\\ j\neq i1,i2,\cdots,ih}}^{H}(1-Q_j(t)))}{h!} \tag{8-90}$$

式中：$S(t)$ 为机群中发生功能失效的飞机架数。

允许飞机失效架数为 $[h]$，则该机群发生功能失效的概率为：

$$P_S(t)=1-\sum_{k=0}^{[h]-1}P_S^k(t) \tag{8-91}$$

若允许发生功能失效的飞机架数为 1，则上述过程退化为：

$$P_S(t)=1-\prod_{k=1}^{H}[1-Q_k(t)] \tag{8-92}$$

目前在型号结构设计及定寿实践中，编制型号载荷谱时已将型号预期使用或实际使用中载荷一时间历程的统计分散性考虑在其中，在进行使用寿命评定时，对同一型号的机群采用机群载荷谱，并且在进行腐蚀条件下经济寿命评定时一般必须给出年均飞行小时数（保证地面停放时间 T 和空中飞行小时数 t 的对应关系），平均的概念是针对机群的。因此可以合理地假设：在任意指定使用时间 t 时，该机群各单机的功能失效概率相同。各单机发生功能失效情况也显然是统计独立的，因此，在任意指定使用时间 t 时机群中有 h 架飞机发生功能失效的概率为：

$$P_S^h(t)=P(S(t)=h)=C_K^h(Q(t))^h(1-Q(t))^{K-h} \tag{8-93}$$

其均值与方差为：

$$\left.\begin{aligned}\overline{S}(t)&=HQ(t)\\ \sigma_S^2(t)&=HQ(t)[1-Q(t)]\end{aligned}\right\} \tag{8-94}$$

则该机群发生功能失效的概率为：

$$P_S(t)=1-\sum_{k=0}^{[h]-1}P_S^k(t) \tag{8-95}$$

若 $[h]=1$，则有：

$$P_S(t)=P[S(t)\geqslant 1]=1-P[S(t)=0]=1-[1-Q(t)]^H \tag{8-96}$$

当机群中的飞机架数较大时，机群中功能失效的飞机数近似服从正态分布，在可靠度 R 下，到使用时间 t 时功能失效飞机数上界为：

$$S_R(t)=HQ(t)+u_R\sigma_S(t) \tag{8-97}$$

式中：u_R 为标准正态偏量。

（2）机群的功能失效概率控制

同样给定功能失效架数和功能失效概率，可以对机群的经济寿命进行分析，确定需修飞机和关键件。同时，在进行机群的经济寿命分析时必须考虑给定机群的寿命控制指标后，还要分析判断关键件、单机的功能失效数和功能失效概率是否超越临界控制指标。

对于给定的允许功能失效架数 $[h]$，由式（8-91）或式（8-95）可以获得 $P_S(t)-t$ 关系曲线。对应于 $P_S(t)$ 等于允许功能失效概率时的 t 即为结构需要进行经济修理的时间

或经济寿命 t_{ec}。如果需要进行修理，将根据本分析流程中已获得的各结构关键件的分析结果，判断功能失效概率已达到临界值的关键件，从而确定需修关键件及修理部位。

在其他条件相同的情况下，机群中飞机数量将决定该机群经济寿命或经济修理时间。这一点与传统耐久性分析是一致的：在相同的可靠度和允许失效数下，架数越多，给出的经济寿命越低。

8.3.3.6　可修理结构功能失效概率控制方法

(1) 修理后结构功能失效概率

对于可修理结构，如果通过分析发现需要进行一次或多次修理才能使结构的经济寿命达到使用寿命要求，采用不同的修理方案修理后结构功能失效概率是不相同的，集中表现在进行了修理的关键件修理后指定使用时间的 $p(i, t)$ 计算。

需要指出的是，腐蚀条件下修理包括腐蚀修理和疲劳修理。一般而言，由于疲劳关键部位通常为连接孔、焊接区等，单纯的腐蚀修理不会改善飞机结构疲劳质量。而在工程实际中对结构进行疲劳修理的情况是比较复杂的，总的来说可分为“指定范围修理”和“对检测出裂纹的细节修理”两种方案。前者对指定要修理的相同应力水平的结构细节群中的每个细节均进行规定的修理，而不管是否检出裂纹，因此，修理后结构细节的疲劳质量与无损检测水平无关。这种方法是目前工程中常用的方法，对应的修理后 $p(i, t)$ 计算方法可参见文献 [8－21]。第二种修理方案则是对相同应力水平的结构细节群实施无损检测，只对检出裂纹的细节进行修理，因此，修理后结构细节群的疲劳质量分布与无损检测水平有关。对不同的修理方案采用不同的分析方法计算修理后结构细节群的 $p(i, t)$，具体计算方法可见参考文献 [8－21]。

(2) 结构修理方案的优化确定

由 8.3.3.5 得出结构需要进行经济修理的时间 t_{ec}，此时，各结构关键件的各应力区的功能失效概率是不一样的，设 K 个关键件共有 M 个应力区，$M=\sum_{k=1}^{K} m_k$，m_k 为第 k 个关键件所划分的应力区数，将达到分析所确定的经济修理时间 t_{ec} 时各应力区对应的功能失效概率从大到小排序为 $p(i, t)(i=1, \cdots, M)$，然后从只修理功能失效概率最大的第 1 应力区开始，并依次增加一个功能失效概率次大的应力区为修理的范围，直到按 8.3.3.6 的准则分析经一次修理后结构总寿命满足要求为止，由此确定出需要修理的关键件及其对应的需要修理的部位。

如果按上述分析发现在使用时间到 t 时即使对所有关键件的全部应力区均进行一次修理仍不能满足使用寿命要求，则应考虑增加一次修理。

对飞机结构的修理时间，并非只取决于结构的分析结果，还应综合考虑飞机的机载设备、发动机、各系统成品附件的寿命及更换等，确定出飞机的首翻期和翻修间隔，并在飞机设计定型时初步给定。因此，用 8.3.3.6 所述准则确定的结构经济修理时间将向时间短的方向取最近的一次给定的检修时间。

在进行修理两次的情况分析时，分为两步：第一步，与上述修理 1 次的分析过程一样，只是把目标由使用寿命改为第 2 次修理时间，即确定出机群使用到第 2 次修理时间时，满足允许失效架数要求所需要修理的关键件及其对应的修理部位；第二步，也与上述

修理 1 次的分析过程类似，分析经第 2 次修理后，结构总寿命是否满足要求。

现代飞机结构的大修一般不超过 2 次，如果分析发现经 2 次修理仍无法满足使用寿命要求，则应进行结构设计更改，而不是再增加修理次数。过多的修理既不经济又难以保证战备完好率要求。

如果在飞机使用寿命期内有两个以上初步确定的检修期，将采用“穷举法”找出满足：①最少的修理次数；②最小的修理范围条件下最优的结构修理方案。

8.3.4　耐久性分析实例

取歼×飞机的典型疲劳关键部位——机翼副梁，其材料为 LC4，疲劳关键部位为耳片螺栓孔，只有一个细节区，最大应力水平为 $\sigma_{max}=312.9$MPa，耐久性分析以 100 架该系列飞机构成的机群为研究对象，细节数为 200。采用腐蚀条件下的概率断裂力学方法和裂纹萌生方法进行经济寿命评定。

8.3.4.1　腐蚀条件下的概率断裂力学方法

(1) 裂纹扩展 (a, t) 数据

机翼副梁模拟试件预腐蚀不同时间后，在一般环境下进行 3 级应力水平的耐久性试验，裂纹扩展 (a, t) 数据集见表 8-3。

表 8-3　(a,t)数据集

T (a)	σ (MPa)	序号	名称	(a, t)
0	312.9	1	a (mm)	0.31, 0.42, 0.56, 0.72, 0.89, 1.10, 1.38
			t (飞行小时)	4687.2, 5022, 5356.8, 5691.6, 6026.4, 6361.2, 6696
		2	a (mm)	0.32, 0.41, 0.52, 0.65, 0.81, 0.98, 1.18, 1.4
			t (飞行小时)	6361.2, 6696, 7030.8, 7365.6, 7700.4, 8035.2, 8370, 8704.8
		3	a (mm)	0.35, 0.46, 0.61, 0.78, 0.98, 1.21
			t (飞行小时)	4687.2, 4867.2, 5022, 5356.8, 5691.6, 6026.4
		4	a (mm)	0.33, 0.44, 0.57, 0.70, 0.85, 1.05, 1.31
			t (飞行小时)	5691.6, 6026.4, 6361.2, 6696, 7030.8, 7365.6, 7700.4
	280.5	1	a (mm)	0.35, 0.41, 0.49, 0.58, 0.69, 0.81, 0.95, 1.12, 1.33
			t (飞行小时)	8370, 8704.8, 9039.6, 9374.4, 9709.2, 10044, 1038.8, 10713.6, 11048.4
		2	a (mm)	0.4, 0.46, 0.56, 0.67, 0.80, 0.95, 1.14, 1.35
			t (飞行小时)	5691.6, 6026.4, 6361.2, 6696, 7030.8, 7365.6, 7700.4, 8035.2
		3	a (mm)	0.38, 0.45, 0.52, 0.6, 0.69, 0.78, 0.89, 1.03, 1.18, 1.37
			t (飞行小时)	9709, 10044, 10379, 10714, 11048, 11383, 11718, 12053, 12388, 12722
		4	a (mm)	0.32, 0.42, 0.54, 0.66, 0.80, 0.96, 1.14, 1.34
			t (飞行小时)	4687.2, 5022, 5356.8, 5691.6, 6026.4, 6361.2, 6696, 7030.8

续表 8-3

T (a)	σ (MPa)	序号	名称	(a, t)
13.1	312.9	1	a（mm）	0.40，0.46，0.53，0.61，0.7，0.81，0.93，1.06，1.21
			t（飞行小时）	8370，8704.8，9039.6，9374.4，9709.2，10044，10378.8，10713.6，11048.4
		2	a（mm）	0.35，0.41，0.47，0.54，0.62，0.70，0.79，0.89，1.01，1.15，1.31
			t（飞行小时）	10714，11048，11383，11718，12053，12388，12722，13057，13392，13727，14062
		3	a（mm）	0.38，0.47，0.57，0.68，0.80，0.94，1.09，1.28
			t（飞行小时）	6696，7030.8，7365.6，7700.4，8035.2，8370，8704.8，9039.6
		1	a（mm）	0.37，0.48，0.62，0.78，0.97，1.21
			t（飞行小时）	5356.8，5691.6，6026.2，6696，7030.8
		2	a（mm）	0.40，0.51，0.65，0.81，0.99，1.24
			t（飞行小时）	4352.4，4687.2，5022，5356.8，5691.6，6026.4
		3	a（mm）	0.32，0.44，0.60，0.80，1.04，1.35
			t（飞行小时）	3013.2，3348，3682.8，4017.6，4652.4，4687.2
		4	a（mm）	0.36，0.48，0.63，0.80，0.99，1.23
			t（飞行小时）	5022，5356.8，5691.6，6026.4，6361.2，6696
26.2	312.9	1	a（mm）	0.40，0.55，0.73，0.93，1.21
			t（飞行小时）	2678.4，3013.2，3348，3682.8，4017.6，
		2	a（mm）	0.33，0.45，0.61，0.80，1.02，1.28
			t（飞行小时）	4687.2，5022，5356.8，5619.6，6026.4，6361.2
		3	a（mm）	0.42，0.57，0.76，0.98，1.24
			t（飞行小时）	4017.6，4352.4，4687.2，5022，5356.8
		4	a（mm）	0.38，0.54，0.72，0.92，1.20
			t（飞行小时）	2678.4，3013.2，3348，3682.8，4017.6
41.5	312.9	1	a（mm）	0.42，0.66，0.94，1.26
			t（飞行小时）	2008.8，2343.6，2678.4，3013.2
		2	a（mm）	0.38，0.58，0.80，1.08，1.35
			t（飞行小时）	2678.4，3013.2，3348，3682.8，4017.6
		3	a（mm）	0.4，0.61，0.99，1.28
			t（飞行小时）	2008.8，2543.6，2678.4，3013.2
		4	a（mm）	0.41，0.60，0.82，1.09，1.36
			t（飞行小时）	3682.8，4071.2，4352.4，4687.2，5022
		5	a（mm）	0.38，0.56，0.78，1.03，1.35
			t（飞行小时）	3013.2，3348，3682.8，4017.6，4352.4

（2）空中环境腐蚀疲劳影响系数 K

采用该模拟试件在空中环境各单一介质下进行腐蚀疲劳试验，空中环境谱的构成和腐蚀疲劳试验数据见表 8-4。

表 8-4　腐蚀疲劳试验数据

介质 i	y_i（%）	N_{i0}（飞行小时）	k_i
室温大气	87.5	11383	1
潮湿空气	10	10742	0.94369
中性盐雾（3.5%NaCl 溶液）	1.25	6257	0.54968
酸性盐雾（3.5%NaCl 盐雾+SO_2）	1.25	5680	0.49899

从而空中环境腐蚀疲劳影响系数为 $K=\sum_{i=1}^{4} y_i k_i=0.9825$。

（3）相关参数计算结果

指定裂纹尺寸为 $a_r=0.8$mm，假设裂纹扩展寿命服从威布尔分布，则 $\sigma_{max}=312.9$MPa 对应的不同预腐蚀时间对应的 TTCI 分布参数和 EIFS 分布比例参数见表 8-5。

表 8-5　特征参数

T(a)	$(Q\beta)_T$	$\beta(T)$（飞行小时数）
0	6.11	7978
13.1	5.12	6919
26.2	4.53	5491
41.5	4.40	4187

一般环境下 $Q-\sigma$ 关系为：$Q=7.612\times10^{-11}\sigma^{2.798}$

空中环境腐蚀影响系数为：$\xi_A=\frac{1}{K}=1.0178$。

（4）耐久性分析结果

取 $a_e=0.8$mm，$R=0.95$。给定年飞行强度，按上述方法分别计算相同裂纹超越数对应的腐蚀条件下的经济寿命 t_{ec}和一般环境下的经济寿命 t_e，表 8-6 为 YFH=100 飞行小时时的寿命分析结果和腐蚀影响系数。

表 8-6　经济寿命评定结果

t_e（飞行小时）	t_{ec}（飞行小时）	M
800	726	0.91
1000	899	0.90
1200	1062	0.88
1800	1538	0.85
2200	1842	0.84
3000	2422	0.81

8.3.4.2　腐蚀条件下的裂纹萌生方法

（1）材料参数

取应力比 $R=0.2$ 对应的材料 $S-N$ 曲线参数为：$A=530.8$、$\alpha=0.5345$。

（2）裂纹萌生寿命

取 $a_r=0.8$mm，按拉格朗日插值法确定每个试件对应的裂纹萌生寿命，假设其服从对数正态分布，则 $\sigma_{max}=312.9$MPa 对应的预腐蚀疲劳寿命中值寿命见表 8-7。

表 8-7　预腐蚀疲劳寿命

序号	T(a)	$N(T)$(飞行小时)
1	0	6378
2	13.1	5374
3	26.2	4273
4	41.4	3199

取标准差为 $\sigma_0=0.2$。

（3）疲劳极限

取可靠度 $p=95\%$，不同裂纹萌生寿命对应的 $p-S-N$ 曲线参数见表 8-8。

表 8-8　疲劳极限

序号	寿命 N_p（飞行小时）	疲劳极限 C_p(MPa)
1	299	15
2	551	20
3	902	25
4	1372	30
5	1985	35
6	2771	40
7	3768	45
8	5020	50
9	6583	55
10	8525	60

（4）经济寿命评定

取 $a_e=0.8$mm，$R=0.95$。给定年飞行强度，按腐蚀条件下的裂纹萌生方法分别计算相同裂纹超越数对应的腐蚀条件下的经济寿命 t_{ec} 和一般环境下的经济寿命 t_e，表 8-9 为 YFH=100 飞行小时的寿命分析结果。

表 8-9　经济寿命评定结果

t_e（飞行小时）	t_{ec}（飞行小时）	M
800	747	0.93
1000	884	0.88
1200	1057	0.88
1800	1533	0.85
2200	1834	0.83
3000	2389	0.80

参 考 文 献

[8-1] 赵少汴著．抗疲劳设计．北京：机械工业出版社，1994

[8-2] 傅祥炯主编．结构疲劳与断裂．西安：西北工业大学出版社，1995

[8-3] Wetzel R M. Fatigue under Complex Loading: Analyses and Experiments. Warrendale, PA: Society of Automotive Engineers, 1977

[8-4] 航空工业部科学技术委员会编．应变疲劳分析手册．北京：科学出版社，1987

[8-5] Sankaran K K, Perez R, Jata K V. Effects of pitting corrosion on the fatigue behavior of aluminum alloy 7075-T6: modeling and experimental studies. Materials Science and Engineering, 2001, A297: 223～229

[8-6] 蒋祖国主编．飞机结构腐蚀疲劳．北京：航空工业出版社，1992

[8-7] 刘文珽，李玉海，贾国荣．腐蚀条件下飞机结构使用寿命的评定与监控．北京航空航天大学学报，1996，22（3）：259～263

[8-8] 王忠波，刘文珽，蒋冬滨等．腐蚀条件下疲劳寿命评定的名义应力法．北京航空航天大学学报，2003，29（2）：161～164

[8-9] 刘文珽，蒋冬滨．飞机结构关键危险部位加速腐蚀试验环境谱研究．航空学报，1998. 19（4）：435～438

[8-10] 吴学仁主编．飞机结构金属材料力学性能手册 第三卷 腐蚀疲劳．北京：航空工业出版社，1996

[8-11] 陈群志，刘文珽，徐晓飞．预腐蚀对飞机结构寿命影响研究．固体力学学报，1998，19（增刊）：38～43

[8-12] 王斌团，范建华，杨庆雄．金属材料大气环境静态腐蚀老化的疲劳特性．金属学报，1999，35（11）：1163～1166

[8-13] 贺小帆，刘文珽，蒋冬滨．疲劳寿命预腐蚀影响系数通用性研究．机械强度，2004（1）：101～104

[8-14] 王忠波，刘文珽．改进名义应力法及其应用．北京航空航天大学学报，2001，27（增刊）：17～20

[8-15] Manning S. D, Yang J. N. "USAD Durability Design Handbook: Guidelines for the Analysis and Design of Durable Aircraft Structures". AFWAL-TR-83-3027, Air Force Wright Aeronautical Laboratories. Wright _ patterson Air Force Base, 1984.

[8-16] 刘文珽，郑冥仲，费斌军著．概率断裂力学与概率损伤容限/耐久性．北京：北京航空航天大学出版社，1999

[8-17] 胡仁伟，刘文珽．腐蚀条件下耐久性分析概率断裂力学方法研究．固体力学学报，1998，19（增刊）：28～33

[8-18] M. Liao and Y. Xiong. A Risk Analysis of Fuselage Splices Containing Multi－site Damage and Corrosion. AIAA-2000-1444, 2000

[8-19] L. R. (Wally) Orisamolu, X. Luo. Probabilistic Assessment of Corrosion effects on the Damage Tolerance of Aircraft Structures. AIAA-97-1070-CP, 1997

[8-20] 刘小冬，刘文珽．结构使用寿命评定的功能失效概率控制方法．北京航空航天大学学报，2002，28（1）：105～108

[8-21] 刘小冬，刘文珽．飞机结构经济维修方案优化技术．北京航空航天大学学报，2000，26（5）：561～564

第 9 章　飞机结构的腐蚀损伤容限技术

9.1　飞机结构腐蚀损伤容限的概念与意义

9.1.1　研究飞机结构腐蚀损伤容限的意义与作用

目前，无论是空军还是海军使用的飞机，其机体结构均已不同程度地出现了腐蚀损伤，严重降低了飞机结构的安全性和经济性。为保证飞机结构的合理使用，必须对结构允许的腐蚀损伤临界状态进行分析判断，并进行维护修理。飞机结构发生腐蚀，进行腐蚀修理后，其结构承载面积削弱，局部产生应力集中，是否仍能满足结构的使用功能和强度、稳定性等要求，保证飞机安全使用到下一个大修周期？这是摆在设计部门和使用部门面前的一个亟待解决的重大课题。

通过一系列试验测试、计算研究等可靠性分析技术，对腐蚀后结构材料性能下降以及结构损伤导致的寿命可靠性降低进行评估，进而确定飞机结构腐蚀损伤容限，即飞机结构腐蚀达到何种状态（腐蚀部位，腐蚀形态，腐蚀程度的衡量，如部位、面积、深度）时，应实施腐蚀修理，采取何种修理方案，如何确定腐蚀损伤尺寸与结构剩余强度和寿命的关系，实施科学的腐蚀修理监控措施。以上研究对解决各类飞机因腐蚀损伤导致结构寿命下降而危及飞行安全这一目前部队面临的重要问题，具有十分重大的军事、经济价值，同时也具有十分广泛的应用前景。

9.1.2　腐蚀损伤容限的定义

9.1.2.1　一般定义

腐蚀损伤容限是指飞机结构经过腐蚀处理，结构在承载面积削弱后，仍能满足结构的静强度、动强度、疲劳强度、稳定性、结构使用功能要求，并保证飞机安全使用到下一个大修周期所允许的最大腐蚀损伤（一般以截面削弱面积和腐蚀深度衡量）。为了确定腐蚀损伤容限，首先要确定结构性能随腐蚀损伤的变化规律，如各种腐蚀尺寸与疲劳缺口系数 K_f 的关系。由于金属材料在腐蚀环境中所处的时间越长，其特性下降的越严重，通过试验研究确定常用航空金属材料特性下降与腐蚀时间的关系；确定腐蚀部位的环境谱及具体部位的应力谱；选择适当的算法，计算结构腐蚀后的疲劳寿命；评定不同腐蚀尺寸下的结构静强度、稳定性、结构功能等是否满足要求，给出计算结果下的腐蚀损伤容限。最终结合试验结果，确定腐蚀结构的修理容限。

9.1.2.2　腐蚀损伤容限类型

按结构失效模式与使用要求，腐蚀损伤容限可分为以下五类。

①静强度要求对应的腐蚀损伤容限。腐蚀会导致材料的静力学性能发生变化，同时，腐蚀导致结构有效承载面积削弱，增加了截面应力。应对腐蚀部位进行静强度校核，确定该部位能满足静强度要求的最大腐蚀削弱面积（深度）。

②腐蚀失效对应的腐蚀损伤容限。主要针对承受应力水平不高，不涉及强度问题，但由于腐蚀容易产生结构功能失效的腐蚀关键部位，应确定该部位满足功能要求的腐蚀类型和最大腐蚀面积（深度）。

③疲劳寿命要求对应的腐蚀损伤容限。由于腐蚀导致飞机结构材料疲劳品质降低，结构疲劳寿命下降，应针对不同腐蚀环境，确定结构满足疲劳寿命要求的最严重腐蚀类型和最大腐蚀面积（深度）。

④损伤容限检查周期要求对应的腐蚀损伤容限。按损伤容限要求设计的结构允许结构存在一定限度的损伤，并依靠检查来保证结构安全。检查周期的确定依赖于结构裂纹扩展阻抗和临界裂纹尺寸。结构的腐蚀损伤容限应能够满足检查周期的要求。

⑤稳定性要求对应的腐蚀损伤容限。腐蚀改变了结构局部的几何形状和尺寸，削弱了结构的厚度，其失稳临界应力降低，故必须对腐蚀后的结构进行稳定性校核，以确定满足结构稳定性要求的最大腐蚀深度。

9.1.3 应力腐蚀损伤

应力腐蚀是结构在静应力和特定环境（化学介质）下发生的典型腐蚀破坏形式，见3.1节。它与其他形态的腐蚀有较明显的差别，具有以下特点：

①只有存在应力（特别是拉应力）时，才能产生应力腐蚀裂纹。这种应力可以是外加应力，或是加工和热处理过程中引入的残余应力，也可以是腐蚀产物的楔入作用而引起的扩张应力。

②应力腐蚀断裂是一种与时间有关的滞后破坏。试验表明，只有当应力或应力场强度因子大于临界值后才能产生应力腐蚀。

③应力腐蚀开裂是一种低应力脆性断裂。因为导致应力腐蚀开裂的最低应力（或 K_I）远小于过载断裂的应力 σ_b（或 K_{IC}），而且断裂前没有大的塑性变形，故应力腐蚀往往会导致无先兆的灾难性事故。应力腐蚀的微观断口强烈依赖合金成分、强度级别、环境体系以及 σ（或 K_I）的大小。

④应力腐蚀裂纹的扩展速度一般为（$10^{-6}\sim10^{-3}$）mm/min，它比均匀腐蚀要快 10^6 倍，而且和裂纹前端 K_I 有关。

对于裂纹萌生阶段，应力腐蚀的表征参量为门槛应力 σ_{th}。如果用 t_i 表示无裂纹试件滞后裂纹的形成时间，t_F 表示试件断裂的时间，则 t_i 和 t_F 明显依赖于外加应力，随着应力水平的降低，t_i 和 t_F 均增加，当外加应力小于某一临界值 σ_{th} 时，试样在规定的时间内并不发生应力腐蚀断裂。σ_{th} 称为门槛应力，它是能产生滞后断裂的最小应力或不产生滞后断裂的上限应力。

对于裂纹扩展阶段，应力腐蚀的表征参量有两个：一是门槛应力强度因子 $K_{I\,SCC}$，二是应力腐蚀裂纹扩展速率 $\frac{da}{dt}$。门槛应力强度因子 $K_{I\,SCC}$ 定义为能产生应力腐蚀的最小应力

强度因子 K_I。应力腐蚀裂纹扩展速率$\frac{da}{dt}$可以分为三个阶段：第一阶段，裂纹扩展速率受应力强度因子 K_I的影响较大，K_I是裂纹扩展的主要驱动力。第二阶段，出现了平台特性，应力腐蚀裂纹扩展的驱动力主要为裂尖的电化学反应速度。第三阶段，K_I接近材料的断裂韧性 K_{IC}，裂纹扩展速率随 K_I增加而增大，裂纹扩展主要是由于机械损伤导致的。

鉴于上述情况，设计分析时，对于特定的材料－环境体系，应仔细分析该体系对应力腐蚀的敏感性，尽量避免应力腐蚀。若已采用了对应力腐蚀敏感的材料－环境体系，则服役应力或应力强度因子应小于其门槛值。

9.2　腐蚀损伤容限的确定

简单地说，腐蚀损伤容限是指飞机机体结构在简单修理的条件下保证其安全使用到下一个检修周期的最大允许腐蚀损伤状态。根据其定义和强度要求的不同，可以从各种不同的损伤机制定义腐蚀容限，这些“容限”大体有：

① 用腐蚀等级作为腐蚀容限；主要针对结构强度要求不高的功能件。

② 用腐蚀后的静强度作为腐蚀容限。

③ 考虑地面停放环境作用后的剩余裂纹萌生寿命作为腐蚀容限。

④ 考虑地面停放环境作用后的损伤容限寿命作为腐蚀容限。

⑤ 考虑空中腐蚀环境作用后的剩余裂纹萌生寿命作为腐蚀容限。

⑥ 考虑空中环境作用后的损伤容限寿命作为腐蚀容限。

由于飞机结构使用功能的要求，腐蚀容限的确定或者是上述的一种或者是数种的组合。

9.3　典型结构的腐蚀损伤容限

9.3.1　引言

飞机的一些主要承力结构件，由于设计上的缺陷和所处的局部环境十分恶劣，腐蚀损伤状况比较突出，严重威胁到飞行安全，并严重影响飞机的正常使用寿命，确定飞机典型结构的腐蚀损伤容限更显得迫在眉睫。下面以某型飞机机翼的前梁为例进行阐述。

9.3.1.1　××飞机前梁腐蚀情况

1993 年，由部队、院校、设计所和生产厂家组成的联合小组对××系列飞机结构的腐蚀普查表明：北方某机场的飞机结构腐蚀最严重。该机场共有该型飞机××架，服役日历时间为 4～13 年。重点检查了日历时间和飞行时间较长、飞行起落次数较多的飞机，检查结果按腐蚀程度轻重划分成三类腐蚀部位，即一般腐蚀部位、较严重腐蚀部位和严重腐

蚀部位。严重腐蚀部位是该机主起落架轮舱处机翼前梁，前梁为 LC4 材料模压件，阳极化后涂 H06-2 锌黄底漆。部分飞机的前梁腹板腐蚀坑直径达到 50mm，深 2～3mm，其中典型的腐蚀损伤情况见表 9-1。

表 9-1　机翼前梁典型腐蚀情况

编号	飞行小时数	腐蚀点数		分布面积(mm×mm)		最大深度(mm)		使用年限(a)	年飞行强度(飞行小时数)
		左	右	左	右	左	右		
001	451：21	43	79	1400×50	1100×180	3	0.5	12.1	48.1
002	581：55	25	15	650×180	240×60	0.6	0.6	12.5	46.6
003	497：02	21	16	1200×150	600×140	0.3	0.6	7.5	44.7
004	399：18	15	5	900×180	400×100	0.8	0.8	12.5	41.8
005	319：13	14	23	900×60	930×150	0.4	1.2	12.5	39.76
006	578：21	7	18	650×30	700×170	0.6	0.7	11.5	38.9
007	271：49	12	17	900×110	700×100	1.6	1.8	12.5	36.7
008	175：38	22	51	800×190	1100×190	0.7	1.6	12.5	36.12
009	400：23	6	26	400×150	900×180	0.2	0.4	11.5	34.8
010	265：10	13	32	900×180	1200×150	0.4	1.8	12.1	33.25
011	335：31	28	7	800×180	130×90	0.9	0.8	7.5	30.79
012	448：00	13	89	270×170	950×18	0.3	1.1	9.5	28.6
013	459：09	27	50	900×180	800×170	1.9	0.7	9.5	27.9
014	266：21	62	55	950×180	750×180	0.6	1.4	8.5	25.7
015	523：17	21	8	700×70	600×120	1.8	2.3	12.5	24.5
016	230：01	11	9	580×170	580×170	0.5	0.5	8.5	20.6

9.3.1.2　机翼前梁的局部环境

该机场位于沿海地区，飞机长期停放在高温、高湿、高盐雾的环境中，再加上机场靠近城市工业区，受附近工厂排出的工业废气影响，飞机的使用环境比内陆空军、陆航飞机的使用环境（包括空中飞行环境和地面停放环境）恶劣，导致飞机的腐蚀状况非常严重。据统计，飞机的停放时间占全部日历时间的百分比均在 90%以上，因此飞机的停放环境是影响飞机腐蚀的主要原因之一。

××飞机机翼前梁位于主起落架舱内，飞机停放时，主起落架舱常年开敞，开口在机翼下表面。机翼蒙有厚蒙布，故该部位通风不好，又常年不见阳光，当外界温差变化较大而在前梁上存在凝露或积水时，水分难以散发；而且舱口距地面很近，地面蒸发的水蒸气上升被起落架舱收集起来，水蒸气遇到冷的金属表面又重新凝为水珠，这样造成舱内结构长时间处于高湿度环境中，即使其他地方已经干燥，但该部位仍处于潮湿状态，（据检测，该部位潮湿状态一般要延长 2～4h），致使前梁容易腐蚀。这是××飞机结构腐蚀集中在主起落架舱的主要原因。

飞机停放时，地面灰尘及起飞、降落时扬起的尘埃多沉积在前梁缘条及蒙皮边缘上，

这些尘埃形成的沉积物吸收并保存了空气中的水蒸气、盐分及气体污染物 SO_2等，因而加速了前梁的腐蚀，这是造成严重腐蚀的又一原因。

飞机在起飞降落时，扬起的沙粒撞击前梁表面，致使保护层破坏。而飞机前梁为 LC4 材料，对腐蚀敏感，容易产生腐蚀损伤。

起落架舱内的构件，在飞机停放时是裸露在外的，应按外表面防护要求涂漆，设计时其表面防护是按内部封闭件处理的，因此，使得构件的防腐性能不够完善，在严重的腐蚀环境下会过早发生破坏。

综合上述分析，前梁腐蚀严重的原因主要有：

①局部环境恶劣。

②LC4 材料对腐蚀敏感。

③设计的防护措施不够。

④防护层早期破坏。

9.3.1.3　腐蚀损伤形态假设

飞机结构腐蚀损伤的形态多种多样，损伤形状也十分复杂。除均匀腐蚀外，腐蚀坑的几何形状一般呈椭球形。为了方便计算，一般工程上假设腐蚀坑为椭球形。

9.3.1.4　确定腐蚀损伤容限要考虑的主要失效模式或使用要求

针对机翼前梁腐蚀损伤形式、承力条件等具体情况的不同，确定腐蚀损伤容限时主要从静强度、疲劳强度、结构稳定性等诸方面加以校核。

9.3.2　静强度对应的腐蚀损伤容限

根据对飞机机翼前梁第一段 816 前肋的普查情况，腐蚀主要出现于上下缘条，分布范围比较大，由××-P-16 知，前梁设计最大应力截面为 13 前肋处（292MPa），在进行应力计算时针对该部位进行，缘条截面尺寸示意图如图 9-1 所示。

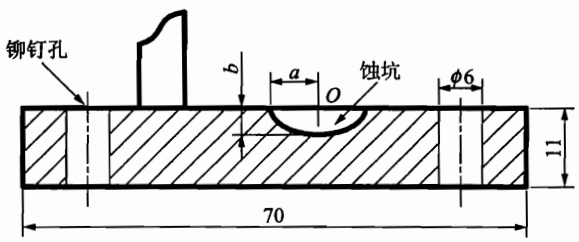

图 9-1　含腐蚀坑前梁下缘条 13 前肋截面尺寸简图

由于腐蚀使缘条承载面积削弱，增加了截面应力，应对缘条进行局部静强度校核。为了计算的合理和具有代表性，以不同尺寸的半椭球坑来当量蚀坑。

取 $[\sigma]$ =520MPa，截面削弱尺寸见图 9-1。由图 9-1 知，截面因铆钉孔和腐蚀坑而削弱，削弱后，截面面积 S_{xr}为：

$$S_{xr} = S_0 - S_d - S_{cor} = 11 \times 70 - 2 \times 6 \times 11 - \frac{1}{2}\pi ab \tag{9-1}$$

前梁 13 前肋的设计应力为 $\sigma_{sj}=292\text{MPa}$，则削弱后的截面应力 σ_{sj} 为：

$$\sigma_{xr}=\sigma_{sj}\times\frac{S_0}{S_{xr}}=292\times11\times\frac{70}{S_{xr}} \tag{9-2}$$

由此可以计算出前梁缘条的剩余静强度安全系数为：

$$\eta=\frac{[\sigma]}{\sigma_{xr}} \tag{9-3}$$

其曲线图如图 9-2 所示。

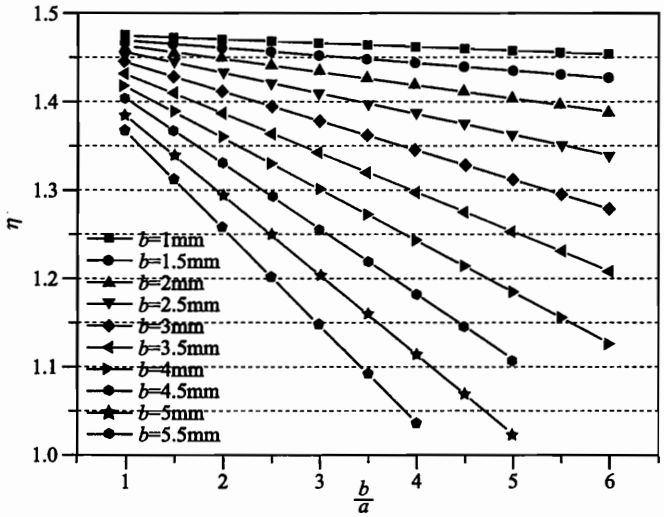

图 9-2　剩余静强度安全系数与蚀坑尺寸关系图

从式（9-1）、式（9-2）、式（9-3）及图 9-2 可以看出，在深度一定时，剩余静强度安全系数 η 与 $\frac{b}{a}$ 成线性关系；随着深度的增加，剩余静强度安全系数 η 的下降趋势逐渐加剧，说明当蚀坑深度较深时，垂直于梁轴线的长轴的微小变化，就会引起 η 的快速下降。

取剩余静强度安全系数 $\eta=1.2$。经计算，当 $\eta\leqslant1.2$ 时，蚀坑对缘条的截面削弱面积为 $S_{xr}\geqslant119.14\text{mm}^2$，即从静强度角度出发，当 $S_{xr}\geqslant119.14\text{mm}^2$ 时，就应对缘条进行补强修理。

9.3.3　疲劳寿命要求对应的腐蚀损伤容限

缘条的材料为 LC4CS，屈服极限 $\sigma_s=570.8\text{MPa}$，强度极限 $\sigma_b=613.9\text{MPa}$，弹性模量 $E=72572\text{MPa}$，泊松比 $\mu=0.345$。计算时选用该机重心载荷谱，并把重心谱转换成前梁下缘条 13 前肋处的应力谱进行计算。

（1）*腐蚀后疲劳寿命计算*

取 12 前肋和 14 前肋间的前梁作为研究对象。由于所研究的前梁段较长（410mm），采用腐蚀条件下的局部应力－应变法进行疲劳寿命计算，整个过程可通过程序完成，其流

程图如图 9-3 所示。

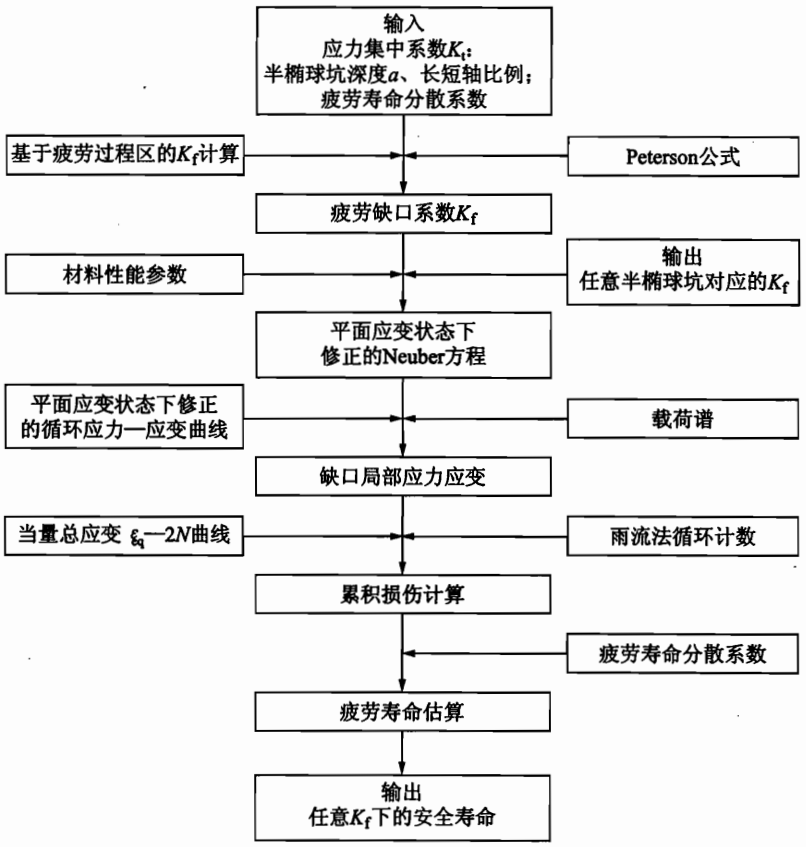

图 9-3　局部应力－应变法计算程序流程图

(2) 综合腐蚀环境下的疲劳寿命计算

由于地面停放腐蚀降低了飞机结构的疲劳性能，而飞机在腐蚀环境中飞行，又必须考虑腐蚀疲劳对飞机结构寿命的影响。飞机结构的腐蚀疲劳寿命由单一环境介质下疲劳寿命按空中飞行环境谱中各环境所占的百分比进行加权得到。

结合该型飞机留空时间及各飞行高度的飞行时间比例，其飞行使用环境谱构成见表 9-2。

表 9-2　××飞机的飞行使用环境谱

序　号	试验环境	加权百分数（%）
1	室温大气	87.5
2	潮湿空气	10
3	中性盐雾（3.5%NaCl 溶液）	1.25
4	酸性盐雾（3.5%NaCl 盐雾＋SO_2）	1.25

对各种环境下的寿命加权计算，最终得到综合环境下的腐蚀疲劳寿命 N_c。对腐蚀坑特征尺寸$\left(\frac{b}{a}\right)$和对数腐蚀疲劳寿命 $\lg N_c$进行拟合，拟合曲线如图 9-4 所示。

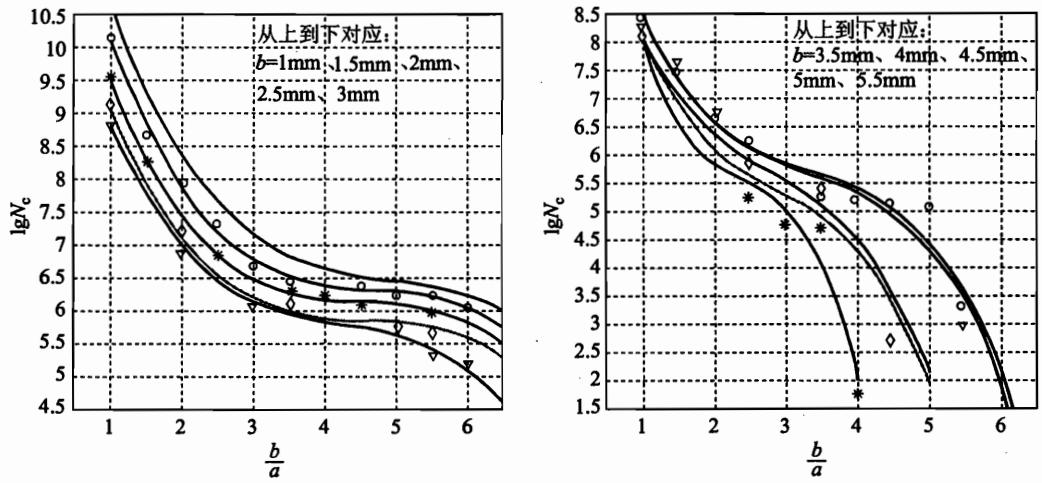

图 9-4　疲劳寿命－蚀坑尺寸关系

从图 9-4 可以看出：当蚀坑深度较小，长短轴比例在某个范围内时，对数疲劳寿命变化趋势比较平缓；随着深度的增加，对数疲劳寿命随长短轴比例的增大，其下降趋势逐渐加剧。由此可以得出，当深度较小时，影响疲劳寿命的关键因素是半椭球坑的深度；当深度达到一定值时，半椭球坑深度和其长短轴比例都成为影响疲劳寿命的关键因素。所以，一旦出现腐蚀坑，就应及时进行处理，减缓其向深度方向进一步发展，以减少影响疲劳寿命的关键因素。

××飞机的总使用寿命为 3000 飞行小时，当计算的腐蚀疲劳寿命小于 3000 飞行小时，就应对缘条进行加强修理。

9.3.4　稳定性要求对应的腐蚀损伤容限

蚀坑削弱了结构的厚度，降低了结构的失稳临界应力，应对腐蚀后的结构进行稳定性校核。同时，对承担特殊功能的结构，如机翼整体油箱的外壁——前梁腹板，除了应满足稳定性外，其结构功能不能发生变化，还应进行结构功能校核。

对于前梁缘条，由于缘条主要承受轴向作用力，受压时，梁缘条因同时有蒙皮和腹板在两个平面内提供支持，一般不会出现总体失稳，只需考虑局部失稳问题。采用临界应变法计算缘条的局部失稳临界应力 σ_{lj}^{jb}：

$$\sigma_{lj}^{jb} = f(\varepsilon_{lj})$$

$$\varepsilon_{lj} = \frac{K}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2}(\mu \text{ 在 } 0.25 \text{ 至 } 0.35 \text{ 之间}) \tag{9-4}$$

式中：ε_{lj}为临界应变；K 为临界应变系数，$K=0.4$；b 为缘条宽度，δ 为缘条的厚度。

为使缘条不发生局部失稳，必须使 $\sigma_{lj}^{jb} \geqslant \sigma_{sj}$，取 $\sigma_{lj}^{jb} = \sigma_{sj} = 292\text{MPa}$，则由飞机设计手册知 $\varepsilon_b = 0.004$，可得 $\delta = 7\text{mm}$，即缘条的厚度必须大于等于 7mm。所以由图 9-1 可知，当

蚀坑深度 $a \geqslant 4\text{mm}$ 时，缘条有可能发生局部失稳。因此从稳定性的角度出发，当蚀坑深度 $a=4\text{mm}$ 时，就必须对缘条进行修理。

9.3.5　机翼前梁的腐蚀损伤容限

为满足飞机结构的使用要求，应综合各种要求对应的腐蚀损伤容限，如静强度、疲劳寿命、稳定性等，各方面校核后，取最小值确定结构的腐蚀损伤容限。

综合考虑 9.3.2～9.3.4 得出：大多数情况下决定腐蚀容限的主要因素是其稳定性；从工程应用的角度，规定该型飞机机翼前梁第一段的腐蚀容限为：蚀坑深度 $a=3.5\text{mm}$ 且 $\frac{b}{a}=5$。即当蚀坑深度大于 3.5mm 或蚀坑深度等于 3.5mm 且 $\frac{b}{a}=5$ 时，就应对缘条进行补强修理。

参 考 文 献

[9－1]　MIL-A-008866B (USAF). 飞机强度和刚度，可靠性要求，重复载荷和疲劳

[9－2]　乔利杰，王燕斌，褚武扬编. 应力腐蚀机理. 北京：科学出版社，1993

[9－3]　陈跃良，郁大照，段成美. 具有表面凹坑的半无限体三维应力集中系数有限元研究. 应用力学学报，2003.20 (2)：121～123

[9－4]　陈跃良，金平，段成美. 飞机结构局部腐蚀容限研究. 环境与强度，2000 (2)：59～62

第 10 章 飞机结构日历寿命体系评定

10.1 疲劳关键部位的日历寿命体系评定

10.1.1 主要疲劳关键件及关键危险部位的选取

疲劳关键件及关键危险部位的选取原则是：

①一般环境下定寿分析及全尺寸结构疲劳试验所确定的主要疲劳关键件及关键危险部位，均应定为日历寿命体系评定的疲劳关键件及关键危险部位。

② 对受腐蚀影响比较严重的主承力件关键部位，特别是有些虽未列入一般环境下的主要疲劳关键部位，但应力水平相对较高，局部环境比较严重，有可能经腐蚀修正后该部位的疲劳寿命下降较多，这些部位也应列为日历寿命体系评定的疲劳关键危险部位。

10.1.2 疲劳寿命腐蚀影响系数及腐蚀条件下寿命计算

①通过至少三组疲劳关键危险部位模拟试件在地面停放环境下，预腐蚀到相当于不同地面停放年限的试验和随后的载荷谱下疲劳试验，预腐蚀的最长年限应与预期的日历总寿命大体一致。同时，进行一组未腐蚀模拟试件在相同载荷谱下的疲劳试验，从而建立 $C-T$ 曲线，具体方法和过程见 7.3 节。

②编制用潮湿空气、中性盐雾（3.5%NaCl 溶液）、酸性盐雾（中性盐雾＋SO_2），以及室温大气等单一试验室环境，按一定的百分比组成的疲劳关键危险部位空中局部环境谱。通过各单一环境介质中模拟试件的谱载下成组疲劳试验，由单一介质腐蚀疲劳影响系数按百分比加权组合法确定空中环境腐蚀疲劳影响系数 K，具体方法和过程见 7.4 节。

③采用腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定方法和计算程序，计算出若干典型年飞行强度与无腐蚀寿命的组合所对应的疲劳寿命腐蚀影响系数和腐蚀条件下使用寿命。所包含的年飞行强度应覆盖该机种实际和可能的飞行强度范围，而无腐蚀寿命则大致对应着一般环境下疲劳定寿结论所包括的首翻期、修理间隔与总寿命，具体方法和过程见第 7 章。

10.1.3 首翻、大修与总寿命由使用年限或飞行小时数决定的典型组合情况

①国内现役军用飞机除个别机种大修次数为三次外，其余机种的大修次数均不大于两次，因此，这里以大修两次为例，即飞机经首翻和第 2 次大修后达到总寿命。一般环境下疲劳定寿结论给出的首翻期为 N_1^*，第 2 次修理间隔为 ΔN_1^*，对应的第 2 次大修飞行小时数为 N_2^*，第二次大修后至疲劳总寿命的间隔为 ΔN_2^*，疲劳总寿命为 N^*。飞机预期的日

历首翻期为 T_1^*，第 2 次日历修理间隔为 ΔT_1^*，对应的第 2 次日历大修年限为 T_2^*，第 2 次大修后至日历总寿命的间隔年限为 ΔT_2^*，日历总寿命年限为 T^*。同时，假定飞机的使用环境与年飞行强度（YFH）不变，并且只考虑一般环境下疲劳定寿结论中结构只在第 2 次大修时修理，首翻时只检查不修理的常见情况。

②随着年飞行强度由低到高，所对应的几种典型情况如下：

a. 飞机结构首翻、第 2 次大修及总寿命均取决于日历年限，即分别为 T_1^*、T_2^* 和 T^*，而且只对腐蚀失效关键部位进行修理，全寿命期内不进行疲劳关键件（部位）的修理。

b. 飞机结构首翻、第 2 次大修、总寿命分别取决于 T_1^*、T_2^* 和 T^*，但除对腐蚀失效关键部位进行修理外，要在 T_2^* 大修的同时，对疲劳关键部位进行裂纹与腐蚀修理。

c. 飞机结构首翻、第 2 次大修分别在 T_1^* 和 T_2^*，对腐蚀失效关键部位进行修理，同时在 T_2^* 大修时对疲劳关键部位进行裂纹与腐蚀修理，但寿命终止取决于飞行小时数，即在 T_2^* 大修后，由于在 T^* 前考虑腐蚀后的飞行小时数 ΔN_{c2} 所对应的当量一般环境下飞行小时数达到 ΔN_2^* 而使寿命终结。

d. 飞机结构首翻取决于 T_1^*，而第 2 次大修与总寿命均取决于飞行小时数，也就是说，第 2 次大修对应的飞行小时数 N_{c2} 考虑腐蚀影响所当量的一般环境飞行小时数达到了 N_2^*，而使用年限并未达到 T_2^*；在第 2 次大修时对腐蚀失效关键部位与疲劳关键部位均进行修理；第 2 次大修后在 ΔT_2^* 前的飞行小时数 ΔN_{c2} 考虑腐蚀影响所对应的当量一般环境飞行小时数达到了 ΔN_2^*。

e. 飞机结构首翻、第 2 次大修与总寿命均取决于疲劳寿命，即考虑腐蚀修正后的大修疲劳寿命对应的使用年限低于日历首翻期 T_1^*。此时，首翻时对结构进行检查，第 2 次大修时对疲劳关键部位实施裂纹与腐蚀修理，对腐蚀失效关键部位进行腐蚀修理。

10.1.4　各种典型情况的年飞行强度界限值的计算

这里所说的界限值是指 10.1.3②中 a、b、c、d、e 五种典型情况对应的年飞行强度上限，分别用 J_1、J_2、J_3、J_4 表示。

①J_1 对应着一般环境下疲劳寿命 N_2^* 与日历总寿命年限 T^* 的组合所对应的年飞行强度。

②为得到 J_2 和 J_3，必须计算 N_2^* 与 T_2^* 的组合所对应的年飞行强度 J_2'，同时，算出 ΔN_2^* 与 ΔT_2^* 的组合对应的年飞行强度 J_3'。若 $J_3'<J_2'$，则有 $J_2=J_3'$，$J_3=J_2'$；若 $J_3'\geqslant J_2'$，则有 $J_2=J_2'$；而第 c 种典型情况不会出现，即没有 J_3 存在。

③J_4 通常对应着 N_2^* 与 T_1^* 的组合所对应的年飞行强度。

上述 J_1、J_2'、J_3'和 J_4 的计算可由上节各种组合计算结果通过插值得到，当然，也可以直接用程序加以准确计算。

10.1.5　疲劳关键件（部位）的日历寿命体系结论

①当 YFH$<J_1$ 时，评定结论为：

a. 首翻、第 2 次大修与总寿命分别为 T_1^*、T_2^* 和 T^*（使用年限），对应的飞行小时数分别为 $T_1^* \cdot \mathrm{YFH}$、$T_2^* \cdot \mathrm{YFH}$ 与 $T^* \cdot \mathrm{YFH}$。

b. 全寿命期内不需进行疲劳修理。

②当 $J_1 < \mathrm{YFH} < J_2$ 时，评定结论为：

a. 首翻、第 2 次大修与总寿命分别为 T_1^*、T_2^* 和 T^*（使用年限），对应的飞行小时数分别为 $T_1^* \cdot \mathrm{YFH}$、$T_2^* \cdot \mathrm{YFH}$ 与 $T^* \cdot \mathrm{YFH}$。

b. 第 2 次大修（T_2^* 年）时对疲劳关键件进行裂纹修理，对腐蚀失效关键件进行腐蚀修理。

③在存在 J_3 时，$J_2 < \mathrm{YFH} < J_3$ 对应的评定结论为：

a. 首翻、第 2 次大修分别在 T_1^* 和 T_2^*（使用年限），而总寿命在 T_2^* 年后当量一般环境飞行小时数 ΔN_2^* 所对应的腐蚀条件下飞行小时数 ΔN_{c2} 时终止，对应的日历总寿命为 $T_2^* + \dfrac{\Delta N_{c2}}{\mathrm{YFH}}$，而疲劳总寿命达到 $T_2^* \cdot \mathrm{YFH} + \Delta N_{c2}$。

b. 第 2 次大修（T_2^*）时对疲劳关键件进行裂纹修理，对腐蚀失效关键件进行腐蚀修理。

④不存在 J_3 时，$J_2 < \mathrm{YFH} < J_4$，或存在 J_3 时，$J_3 < \mathrm{YFH} < J_4$。所对应的评定结论为：

a. 首翻在 T_1^*（使用年限），第 2 次大修在当量一般环境飞行小时数 N_2^* 对应的腐蚀条件下飞行小时数 N_{c2}，总寿命在飞行小时数 $N_{c2} + \Delta N_{c2}$（含义见上面③a）时终止，对应的实际日历总寿命为 $\dfrac{(N_{c2} + \Delta N_{c2})}{\mathrm{YFH}}$。

b. 第 2 次大修（N_{c2} 飞行小时）时对疲劳关键件进行裂纹修理，对腐蚀失效关键件进行腐蚀修理。

⑤当 $\mathrm{YFH} > J_4$ 时，评定结论为：

a. 首翻、第 2 次大修与总寿命分别在 N_{c1}、N_{c2} 和 $N_{c2} + \Delta N_{c2}$（飞行小时）；对应的日历年限分别为 $\dfrac{N_{c1}}{\mathrm{YFH}}$、$\dfrac{N_{c2}}{\mathrm{YFH}}$ 和 $\dfrac{(N_{c2} + \Delta N_{c2})}{\mathrm{YFH}}$。

b. 第 2 次大修时对疲劳关键件进行裂纹修理，对腐蚀失效关键件进行腐蚀修理。

10.1.6　疲劳关键件（部位）日历寿命体系评定实例

以我国典型机种歼×飞机机翼主梁为例，一般环境下该机种的疲劳定寿结论为 1200 飞行小时首翻（结构只检查不修理）、2200 飞行小时第 2 次大修，对机翼主梁等实施修理，总寿命 3000 飞行小时。但从全尺寸结构疲劳试验结果分析，可以支持机翼主梁 2350 飞行小时修理，而修理后至总寿命终结的间隔不小于 1000 飞行小时。因此，机翼主梁一般环境下疲劳定寿结论为：1200 飞行小时首翻（检查）、2350 飞行小时大修（修理），总寿命 3350 飞行小时。预期的日历寿命指标为 10 年首翻、19 年大修，总寿命 28 年。

（1）模拟试件

模拟试件同 7.3.2（2）中的机翼主梁模拟试件。

(2) $C-T$ 曲线测定

加速试验环境谱与试验方法同 7.3.2 (2)，进行相当于地面停放不同时间的预腐蚀，然后进行该结构部位载荷谱下的疲劳试验，疲劳载荷谱与 7.3.2 (2) 中相同，但应力水平不同，试验结果见表 10-1。

表 10-1　预腐蚀疲劳寿命数据

T_j (a)	N_{0j} (飞行小时)	试件数 n	C_j
0	9437	7	1.0
5	8684	8	0.92021
10	7787	7	0.82516
15	6888	7	0.72989
20	6644	8	0.70404
30	6126	8	0.64915

按式 (7-18)，拟合得到的 $C-T$ 曲线为：

$$C = 1 - 0.023074T^{0.844885}$$

(3) K 值测定

在空中环境谱单一介质环境下进行腐蚀疲劳试验，空中环境组成和试验结果见表 10-2。

表 10-2　单一介质腐蚀疲劳试验结果

实验室环境	y_i (%)	N_{i0} (飞行小时)	影响系数 k_i
室温大气	87.5	11933	1
潮湿空气 (RH>90%)	10	9135	0.76552
中性盐雾	1.25	5286	0.44297
酸性盐雾	1.25	5648	0.47331

从而 $K = \sum_{i=1}^{4} k_i y_i = 0.963$ 。

(4) 典型年飞行强度对应的疲劳寿命计算结果

按第 7 章给出的疲劳寿命评定方法，计算典型年飞行强度对应的疲劳寿命。根据目前该型飞机年飞行强度的统计和今后可能达到的年飞行强度，取年飞行强度 YFH=50、80 和 100 飞行小时；取无腐蚀寿命 $N^* = 800$、1000、1200、1800、2200、2350、3000 和 3350 飞行小时。疲劳寿命计算结果 N_c 和腐蚀影响系数 M 见表 10-3。

表 10-3 典型年飞行强度对应的寿命计算结果

YFH（飞行小时）	N^*（飞行小时）	800	1000	1200	1800	2200	2350	3000	3350
50	N_c（飞行小时）	679	828	970	1356	1587	1668	1991	2147
	M	0.85	0.83	0.81	0.75	0.72	0.71	0.66	0.64
80	N_c（飞行小时）	708	869	1026	1468	1741	1840	2242	2444
	M	0.89	0.87	0.86	0.82	0.79	0.78	0.75	0.73
100	N_c（飞行小时）	718	885	1047	1510	1800	1905	2340	2561
	M	0.90	0.89	0.87	0.84	0.82	0.81	0.78	0.76

（5）飞行强度临界值计算结果

按上述计算方法得到：$J_1=63$ 飞行小时；$J_2=100$ 飞行小时；$J_4=206$ 飞行小时。

（6）日历寿命体系评定结论

给定典型年飞行强度 YFH=100 飞行小时，则寿命评定结论为：

①10 年进行首翻，对应疲劳寿命为 1000 飞行小时；对主梁进行检查。

②19 年进行第 2 次大修，对应疲劳寿命为 1900 飞行小时；进行裂纹与腐蚀修理。

③总寿命 28 年，2800 飞行小时。

10.2 腐蚀失效关键部位的日历寿命评定

10.2.1 目的

腐蚀失效关键部位的日历寿命问题实质上是腐蚀耐久性控制问题，对飞机结构腐蚀失效关键部位业已采用的腐蚀防护体系，通过不同材料、连接形式和部位的含涂层模拟试件进行对应的加速试验环境谱下腐蚀老化试验，评定在预定日历大修间隔，或者在日历大修间隔的一半时间内，是否会发生不可修理的腐蚀损伤，这种损伤通常发生在连接件附近区域。判断是否可以通过大修时涂层全面更新和大修间隔中期外场定检的涂层修理，达到腐蚀控制的目的。若达不到上述要求，则需对涂层防护体系加以改进。同时给出各种不同腐蚀失效关键部位的日历寿命评定结论及对应的修理间隔要求及方法。

10.2.2 腐蚀失效关键部位的选取

腐蚀失效关键部位应参照如下原则加以选取：

①主要受腐蚀环境作用，承受应力水平较低，在全寿命期内不会发生疲劳破坏，不需进行结构疲劳修理的部位。

②受腐蚀介质作用比较严重的部位，如机身、机翼和尾翼下蒙皮连接件，襟翼和副翼

翼面，起落架舱内停放时的外露腐蚀失效关键部位以及内部结构中积水严重的部位等；尤其关注同类飞机或系列飞机在外场暴露的腐蚀严重部位。

③基体材料对环境敏感，容易产生腐蚀损伤，涂层防腐性能较差的部位。

④连接形式不同（如铝铆钉、钢铆钉、钢螺钉、抽芯钢螺钉等连接）的相近部位应视为不同的关键部位。

10.2.3　日历寿命评定的技术途径

10.2.3.1　日历寿命评定的原则和要求

①日历寿命评定的总原则是完善腐蚀防护体系和制定可行的腐蚀修理体制（修理时间与修理方法），实现用户及设计方要求并经疲劳关键危险部位寿命评定所认可的日历寿命体系。根据腐蚀失效关键部位所处位置不同，可以分为外露腐蚀失效关键部位和内部腐蚀失效关键部位，针对不同类型的关键部位，技术途径不完全相同。

②对于外露腐蚀失效关键部位而言，由于其可检可修，在大修时全部涂层均清除后更新，因此日历寿命评定不要求涂层防护体系在全寿命期内保持完好，基本要求是在日历修理间隔内不发生不可修复的腐蚀损伤。对于个别不能达到这一要求，但可在修理间隔中实施外场修理的关键部位，则要求至少在修理间隔中期不产生涂层失效。

③对于内部腐蚀失效关键部位而言，有些部位在首翻时很难检查和修理，一般要求涂层防护体系在大修寿命期保证结构不发生无法修复的腐蚀损伤，或者是全寿命期内不发生影响结构安全和使用功能的腐蚀损伤。

10.2.3.2　日历寿命评定的实施途径

腐蚀失效关键部位的日历寿命评定主要通过模拟试件在加速试验环境谱下的加速腐蚀试验来实现，具体实施过程如下。

①进行预定日历首翻年限对应的加速腐蚀试验，观察和记录涂层损伤的产生和发展情况，确定失效标准，根据涂层是否失效和失效的时间，分别按如下要求予以处理：

a. 若涂层未见明显损伤，则日历寿命满足首翻期要求。对外露腐蚀失效关键部位，停止试验送修；对内部腐蚀失效关键部位，则认真检查记录损伤情况，准备投入下一修理间隔年限试验。

b. 若涂层有明显损伤，但未失效，对外露腐蚀失效关键部位和大修时可以修理的内部腐蚀失效关键部位而言，检查记录损伤情况后送修。而对大修时不可修的内部腐蚀失效关键部位，由于难以保证在下一个寿命间隔不发生严重的腐蚀损伤，应给出改进涂层防护体系的建议或结论。

c. 对外露腐蚀失效关键部位而言，若试验中期已见接近失效的涂层损伤，则应在对应首翻中期时停止试验送修，而后投入下一个首翻一半年限的试验。但若未及首翻一半年限就已发生涂层失效时，则认为涂层防护体系必须加以改进。

②对应首翻年限送修的试件按大修时的涂层修理方法进行修理，而首翻中期时送修的外露腐蚀失效关键部位试件则按外场涂层修理方法进行修理。

③进行第 2 次修理间隔年限对应的加速腐蚀试验，试验过程、试验中与试验后的处理

方法可参照首翻期模拟试验进行。

④继续下一个修理间隔年限的加速腐蚀试验，直至达到日历总年限，日历总年限前的一个修理间隔对应的允许腐蚀损伤可以适当加大，最终给出腐蚀失效关键部位日历寿命评定结论。

10.2.4 腐蚀失效关键部位加速试验环境谱和加速腐蚀试验技术

(1) 试件设计

①试件设计时要真实全面地模拟结构的实际情况，包括结构形式、连接形式及连接件布置与间距、基体材料、加工工艺与表面涂层状态等。

②对腐蚀环境相同的腐蚀失效关键部位，如机身、机翼与尾翼下蒙皮等外露腐蚀失效关键部位，当连接形式相同，基体材料类型相同而牌号不同（如不同牌号的铝合金），由于同一类型的材料和防护涂层的附着力基本相同，可以将其归并为一类试件。同时，为节省试件和空间，同种材料不同连接状态也可以归并，如连接件一端为铆钉，而另一端为螺钉连接。

(2) 加速试验环境谱与加速腐蚀试验技术

①对腐蚀因素和腐蚀损伤形式进行分析。根据结构所处部位和服役环境的分析，综合考虑影响涂层失效的主要因素。对外露腐蚀失效关键部位而言，其因素主要为湿热、盐雾、温度、紫外线照射，同时考虑载荷的作用；对内部腐蚀失效关键部位而言，则主要是外界雨水和盐雾渗入而形成的高湿环境，同时要考虑可能出现的高温环境以及受载情况。典型腐蚀损伤形式是涂层腐蚀失效和金属基体的腐蚀。

②根据腐蚀因素和腐蚀损伤形式的分析，选取合适的加速试验环境谱，对加速试验环境谱的具体流程进行分析确定，并确定当量加速关系。具体内容见5.2节与6.3节。

③加速腐蚀试验技术包括实施加速试验环境谱的试验设备、加速腐蚀试验环境的控制和加速试验实施技术，详见第5.3节有关内容。

(3) 涂层腐蚀损伤评定

①涂层腐蚀损伤评定

涂层腐蚀损伤主要表现为失光、变色、粉化、起泡、开裂、剥落及基体腐蚀。对于连接结构而言，连接件附近涂层质量相对比较薄弱，应重点考察该处涂层损伤情况。

涂层腐蚀损伤评定标准属于定性的多指标范畴，工程上常采用等级划分，给出腐蚀损伤等级，但不够清晰准确，模糊评判方法是目前一种比较有前途的方法。

②涂层失效判据

涂层失效判据原则上是指无法通过经济修理恢复防护涂层的完好状态。鉴于大部分腐蚀失效关键部位是连接件形式，而修理时连接件不允许拆卸，因此，防止涂层失效必须保证腐蚀介质不会对连接孔产生明显腐蚀。一旦连接件附近涂层开裂、剥落，孔边产生轻微蚀点或有可见腐蚀产物出现，就认为涂层失效。而对非连接件形式的腐蚀失效关键部位，则允许开裂、剥落，并有基体轻微腐蚀，但深度不大，可以通过打磨后重新涂漆使之复原，蚀点过深则认为涂层失效。

10.2.5　腐蚀失效关键部位日历寿命评定实例概述

仍以我国典型机种歼×飞机外露腐蚀失效关键部位为例。其预定的日历寿命指标为 10 年首翻，19 年大修，总寿命 28 年。外场调研表明，该型飞机外露腐蚀失效关键部位和内部结构均发生比较明显的腐蚀，其中外露典型腐蚀失效关键部位为机身、机翼和平尾下蒙皮；内部腐蚀失效关键部位为某主承力框下腹板。进行上述关键部位的日历寿命评定。

10.2.5.1　歼×飞机外露腐蚀失效关键部位日历寿命评定

(1) 模拟试件

上述典型部位的常用材料为 LY12CZ（表面阳极化）铝合金，连接形式为铝铆钉、钢铆钉和钢螺钉三种紧固件。模拟试件采用 LY12CZ 的上述三种连接形式，试件的加工、装配以及表面涂层的喷涂工艺均与飞机真实结构相同。试件形式如图 10-1 所示。

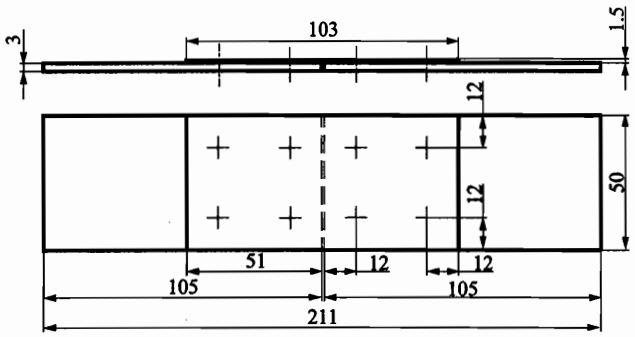

图 10-1　涂层加速腐蚀试件图

(2) 加速腐蚀试验

①出厂涂层试件加速腐蚀

模拟飞机结构出厂时的涂层状态，表面涂层采用 1 号航空底漆 + 13-2 面漆。对飞机结构外场使用环境和腐蚀损伤情况进行调查分析，采用第 5 章给出的涂层加速试验环境谱，并对其具体构成进行分析和细化；第 6 章给出了对应的当量加速关系为 1 个周期相当于外场 1 年。在该环境谱下进行了 10 个周期（相当于外场 10 年首翻期）的加速腐蚀试验，具体结果见表 10-4 和图 10-2。

表 10-4　出厂涂层加速腐蚀 10 个周期后腐蚀损伤情况

评定指标		模拟试件		
		铝铆钉连接件	钢铆钉连接件	钢螺钉连接件
起泡	大　小	铆钉头表面和边缘有直径约为 0.2～1.0mm 的气泡	铆钉头表面和边缘有直径约为 0.2～4.0mm 的气泡	螺钉头表面和边缘有直径约为 0.2～6.0mm 的气泡
	密　度	铆钉头表面和边缘有较多（>15 个）气泡	铆钉头表面和边缘有一定量（>15 个）可见气泡	螺钉头表面和边缘有较多数量的（>20 个）气泡

续表 10-4

评定指标		模拟试件		
		铝铆钉连接件	钢铆钉连接件	钢螺钉连接件
开裂	大　小	无	铆钉头边缘有 4.0～13.0mm 的涂层开裂	螺钉头边缘有长约 3.0～24.0mm 的裂纹
	数　量	无	铆钉头周围有几条可见裂纹	螺钉头周围有约 7 条裂纹
剥落	最大尺寸	无	无	螺钉头表面有一直径约为 2.5mm 的剥落
	面积（%）	0	0	8
基体腐蚀	蚀点大小	无	铆钉头边缘开裂处有 4.0mm 的腐蚀带	螺钉头表面有直径约为 0.2～1.0mm 的蚀点；凹槽内基本全蚀
	腐蚀产物	无	铆钉头边缘有一定量棕黄色及少量白色腐蚀产物	螺钉头表面和凹槽内有一定量棕黄色及微量白色腐蚀产物
失光变色	失光率	褪色现象严重，失光率约为 85%	褪色现象较严重，失光率约为 90%	褪色现象非常严重，失光率约为 95%
粉化	粉化程度	用力擦，手指上沾满颜料粒子	用力擦，手指上沾满颜料粒子	用力擦，手指上沾满颜料粒子

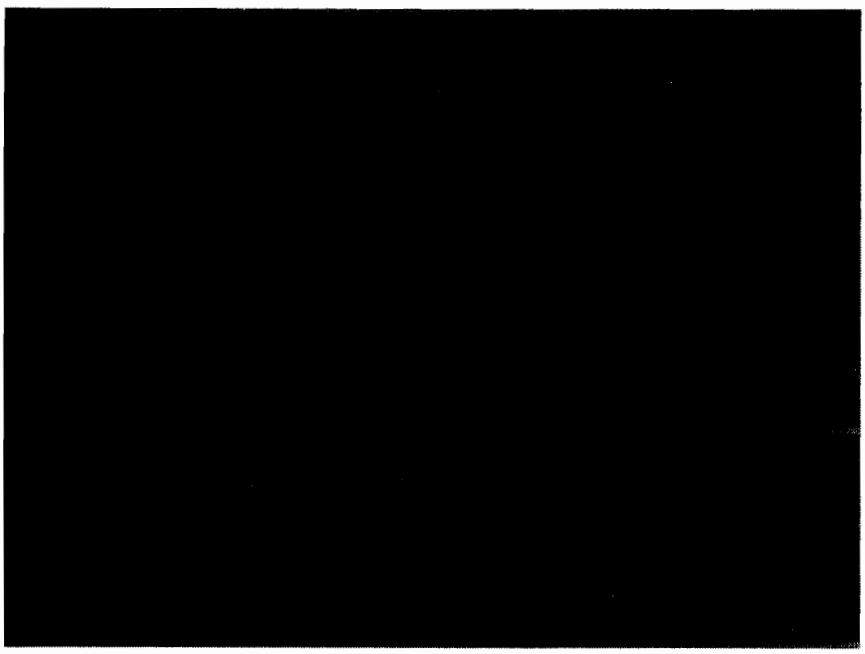

图 10-2　出厂涂层模拟试件加速腐蚀 10 个周期腐蚀情况

②修理试件加速腐蚀

出厂涂层试件 10 个周期的腐蚀试验结束后，按照大修厂对飞机结构的处理方案，对上述模拟试件进行了修理，修理过程中和修理后表面涂层状态与大修厂实际状态完全相

同，称之为修理试件。具体修理过程为：用褪漆剂褪漆；用砂纸去除连接件及基体金属表面的腐蚀产物；净水清洗、烘干；涂 X06-1 磷化底漆，干燥 2h；涂 TB06-9 底漆，干燥 4～24h；涂 13-2 面漆，烘干 7 天。然后在上述环境谱下进行了相当于外场 5 个周期的加速腐蚀试验，试验结果见表 10-5 和图 10-3。

表 10-5　修理试件加速腐蚀 5 个周期涂层腐蚀损伤情况

评定		修理状态		
指标		铝铆钉连接件	钢铆钉连接件	钢螺钉连接件
起泡	大小	铆钉头周围有直径约 0.2～1.2mm 的气泡	铆钉头周围有直径约为 0.3～3.0mm 的气泡	螺钉头周围有直径约为 0.3～4.0mm 的气泡
	密度	铆钉头表面和边缘有 6～8 个气泡	铆钉头周围有较多数量(>15 个)的可见气泡	螺钉头表面和边缘有 25 个以上可见气泡
开裂	大小	铆钉头表面涂层有明显的龟裂现象	铆钉头边缘有长约 2.0～9.0mm 的涂层开裂	螺钉头周围有长约 4.0～25.0mm 的裂纹
	数量	0	铆钉头周围有 2 条裂纹	螺钉头周围有一定数量（7 条）的长裂纹
剥落	最大尺寸	无	铆钉头表面有 1 处可见剥落	螺钉头表面有直径约为 4.0mm 的剥落
	面积（%）	0	<1	35
基体腐蚀	蚀点大小	涂层开裂处有 2 个可见棕黄色蚀点	铆钉头周围有直径约 0.3mm 的蚀点	螺钉头边缘有直径约为 0.6～0.8mm 的蚀点
	腐蚀产物	涂层开裂缝隙处有微量黄色物质	开裂缝隙中有微量棕黄色及白色腐蚀产物	螺钉头表面有微量棕黄色及微量白色腐蚀产物
失光变色	失光率	褪色现象比较明显，失光率约为 50%	褪色现象比较明显，失光率约为 50%	褪色现象比较明显，失光率约为 50%
粉化	粉化程度	用力擦，手指上沾一定量颜料粒子	用力擦，手指上沾一定量颜料粒子	用力擦，手指上沾几粒颜料粒

图 10-3　修理涂层加速腐蚀 5 个周期腐蚀情况

③试验结果的分析和日历寿命评定

出厂涂层加速腐蚀 10 个周期的结果表明，结构没有产生明显的腐蚀损伤，表明防护体系能满足飞机结构首翻年限要求；对试件进行修理后，5 个周期的加速腐蚀结果与出厂涂层 5 个周期的结果并无显著差异，而首翻后的日历寿命指标减少到 9 年，应能满足大修寿命间隔的要求，以此类推，大修后外露腐蚀失效关键部位也应能满足大修后寿命间隔要求。从而在采用上述防护体系和维修方法的前提下，满足日历寿命的要求。

10.2.5.2　歼×飞机主承力框下半框腹板日历寿命评定

(1) 加速试验环境谱

歼×飞机主承力框下半框腹板材料为 LC4，结构表面仅有一层锌黄底漆。由于上部结构密封性能差，外界雨水等介质渗入，难以排除，导致发生严重腐蚀。外场普查发现，使用 4～21 年的飞机出现明显的点蚀和剥蚀，蚀坑深度达 3.0mm 以上。导致外场紧急抢修，严重影响飞机的战斗力。

通过对外场实际使用环境以及结构腐蚀损伤形式的分析，确定其加速试验环境谱为更改酸液成分的 EXCO 溶液浸泡 2 天＋恒温疲劳 500 次，应力水平为（σ_{max}，σ_{min}）＝（240，24）MPa，具体构成见第 5 章。当量加速关系为加速腐蚀 1 个周期相当于外场服役 1.5 年。

(2) 模拟试件

设计方对该结构进行了防腐更改设计，更改了该部位结构表面防腐体系，新的防腐体系为：1 号航空底漆＋13-2 面漆，干燥后在表面涂三次 XM18-1 密封胶，保证其厚度不小于 0.3mm，然后在胶层表面粘贴一层无碱布-200。模拟更改设计后的结构设计试件，试件形式、材料、表面防腐体系、加工以及装配过程与实际结构完全相同，试件形式如图 10-4 所示。

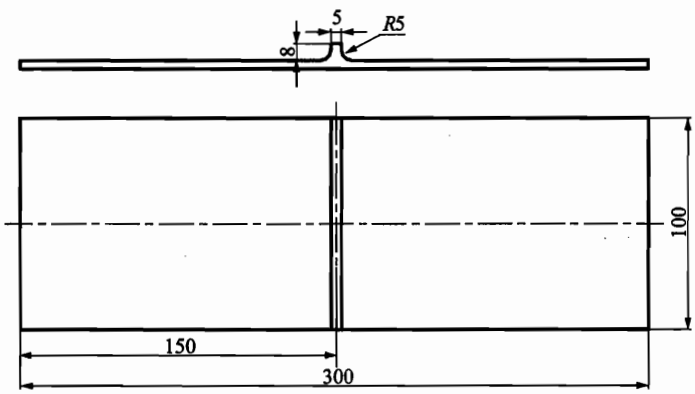

图 10-4　模拟试件图

(3) 加速腐蚀试验情况

在上述环境谱下进行了 13 个周期的加速腐蚀试验，除试件表面无碱布变色外，没有发现脱胶、涂层起泡、基体腐蚀现象。试验结果如图 10-5 所示。

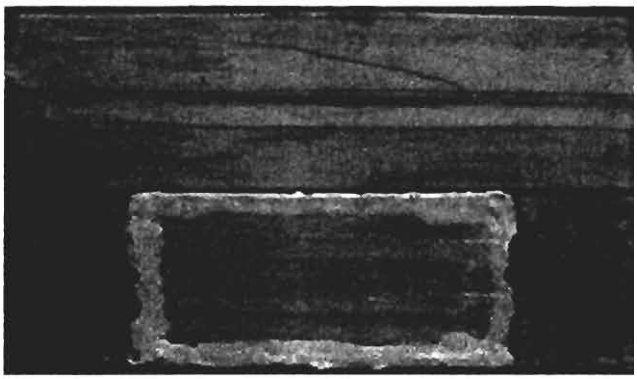

图 10-5　加速腐蚀 7 个周期试验结果

(4) 日历寿命评定

加速腐蚀试验结果表明，更改设计后加速腐蚀 13 个周期（相当于外场 20 年）没有发生明显的腐蚀损伤，说明改进的防腐体系能保证在大修期内结构不发生明显腐蚀；从加速腐蚀 13 个周期的结果推断，在大修时对结构进行修理后，能满足下一个日历间隔 9 年的寿命要求，从而说明该结构在更改设计后能满足日历寿命要求。

10.3　整机结构日历寿命体系综合评定

10.3.1　引言

单一关键件的日历寿命体系评定技术是进行整机结构日历寿命体系评定的基础。进行整机结构寿命体系评定时，通常将结构分为若干典型的关键部位，对各典型关键部位分别进行日历寿命体系评定，然后对上述评定结果进行综合分析和处理，得到整机结构日历寿命体系评定结论。由于各个关键件的评定结果是不一致的，并且相互影响和制约，而整机结构的维护和修理是一体的，在使用过程中不可能针对不同的关键件分别进行处理，从而需要对所有关键件的分析结果进行适当的协调和分析。例如，对疲劳关键件而言，由于其材料、连接形式、局部环境的不同，在进行腐蚀条件下的寿命评定时，不同的关键部位所得到的评定结论是不同的，有可能其中某些关键件的寿命由使用年限控制，而另一些由疲劳寿命控制，综合全机所有的疲劳关键件，日历寿命最短的疲劳关键件将决定全机结构的疲劳寿命，此时需要给出整机结构的疲劳寿命，并制定合理的疲劳关键件的修理和维护方案。同时，由疲劳关键件确定的日历寿命体系结论必须通过腐蚀失效关键部位的验证，此时就需要合理地进行整机结构的寿命体系评定，建立适用的修理方案。

由于飞机结构关键件数目多，分析过程比较复杂，现以我国典型机种歼×飞机为例进行说明。

10.3.2 关键件和寿命指标

(1) 关键件

根据歼×飞机一般环境下的寿命分析和试验情况、外场使用环境和腐蚀情况的调查，选取典型的关键件，将飞机结构简化为若干典型疲劳关键件和腐蚀失效关键件构成的系统。疲劳关键件和腐蚀失效关键件各取两个：其中疲劳关键件为机翼主梁和机翼副梁；腐蚀失效关键件为机身、机翼和平尾下蒙皮（外露腐蚀失效关键件），以及内部某主承力框下腹板（内部腐蚀失效关键件）。

(2) 寿命指标

该机一般环境下的疲劳定寿结论为 1200 飞行小时首翻（结构只检查不修理）、2200 飞行小时第 2 次大修，对机翼主梁、副梁等结构实施修理，总寿命 3000 飞行小时，但从全尺寸结构疲劳试验结果分析，可以支持机翼主梁 2350 飞行小时修理，而修理后至总寿命终结的间隔不小于 1000 飞行小时；机翼副梁 2200 飞行小时修理，修理后至总寿命终结的间隔不小于 1000 飞行小时。

预期的日历寿命指标为 10 年首翻、19 年大修，总寿命 28 年。

10.3.3 疲劳关键件日历寿命体系评定

10.3.3.1 机翼主梁日历寿命体系评定

相关参数的测定以及日历寿命体系评定结论见 10.1。

10.3.3.2 机翼副梁日历寿命体系评定

(1) 模拟试件

采用歼×系列飞机机翼副梁关键危险部位——下耳片螺栓孔处的含防护涂层模拟试件，试件材料为 LC4 锻件，试件半圆端内镶有一个带凸台的 30CrMnSiA 衬套，其宽度、孔径及衬套尺寸均与副梁耳片相同，试件阳极化后表面涂 H06-2 锌黄底漆。较好地模拟了实际结构材料、结构形式、加工工艺及表面涂层。试件形式、尺寸见图 6-3。

(2) $C-T$ 曲线测定

在第 5 章给出的疲劳关键危险部位加速试验环境谱和第 6 章确定的当量加速关系下，进行了相当于外场 0、5、10、15、20、30 年共 6 组预腐蚀疲劳试验，预腐蚀疲劳寿命见表 10-6。

表 10-6 预腐蚀疲劳寿命

T_j (a)	N_{0j} (飞行小时)	试件数 n	C_j
0	8685	8	1.0
5	7954	5	0.91579
10	7591	8	0.87407
15	7456	8	0.85851
20	6883	9	0.79248
30	6348	8	0.73092

选取式（7-18），得到的 $C-T$ 曲线为：

$$C = 1 - 0.028477 \times T^{0.645771}$$

（3）K 值测定

空中环境谱的构成同 10.1 节表 10-2。由上述四种介质环境下 LC4 材料的 $S-N$ 曲线，以及该型飞机机翼副梁下耳片应力谱，用名义应力法计算出单一介质环境下的腐蚀疲劳中值寿命 N_{i0} 及对应的 k_i 见表 10-7。

表 10-7　k_i 的确定

i	环　境	N_{i0}（飞行小时）	k_i
1	室温大气	11375	1
2	潮湿空气	10742	0.944
3	中性盐雾	6257	0.55
4	酸性盐雾	5680	0.5

从而 $K = \sum_{i=1}^{4} k_i y_i = 0.982$ 。

（4）典型年飞行强度对应的寿命分析结果

同样取年飞行强度 YFH=50、80 和 100 飞行小时；取无腐蚀寿命 N^* =800、1000、1200、1800、2200 和 3200 飞行小时，计算得到的腐蚀条件下的寿命 N_c 和疲劳寿命影响系数 M 见表 10-8。

表 10-8　典型年飞行强度对应的寿命计算结果

YFH（飞行小时）	N^*（飞行小时）	800	1000	1200	1800	2200	3200
50	N_c（飞行小时）	708	871	1030	1485	1772	2440
	M	0.89	0.87	0.86	0.83	0.81	0.77
80	N_c（飞行小时）	728	899	1067	1554	1866	2608
	M	0.91	0.90	0.89	0.86	0.85	0.82
100	N_c（飞行小时）	735	910	1081	1581	1903	2674
	M	0.92	0.91	0.90	0.88	0.87	0.84

（5）临界飞行强度计算

按上述计算方法得到：J_1=65 飞行小时；J_2=100 飞行小时；J_4=199 飞行小时。

10.3.3.3　疲劳关键部位日历寿命体系评定

由于机翼主梁和副梁的腐蚀影响程度不同，日历寿命体系评定结论也不同，从而全机疲劳关键部位日历寿命体系评定结论必须综合主梁和副梁日历寿命体系评定结论给出。从上述分析结果可以看出，主梁和副梁的临界飞行强度差别很小，为工程实施的方便，将它

们进行适当的归并。综合机翼主梁和副梁日历寿命体系评定结论如下：

(1) 日历寿命体系评定结论

①当 YFH≤63 飞行小时

a. 首翻、第 2 次大修与总寿命分别为 10 年、19 年和 28 年，对应的飞行小时数分别为、10 · YFH、19 · YFH 和 28 · YFH。

b. 全寿命期内不需要进行疲劳修理。

②当 63 飞行小时＜YFH≤100 飞行小时

a. 首翻、第 2 次大修与总寿命分别为 10 年、19 年和 28 年，对应的飞行小时数分别为 10 · YFH、19 · YFH、和 28 · YFH。

b. 第 2 次大修时对机翼主梁和副梁进行疲劳修理。

③当 100 飞行小时＜YFH≤199 飞行小时

a. 10 年首翻，第 2 次大修和总寿命终结由机翼副梁的疲劳寿命控制。第 2 次大修时刻为当量一般环境下 2200 飞行小时对应的腐蚀条件下飞行小时数 $(N_{c2})_{fl}$；总寿命为飞行小时数 $(N_{c2}+\Delta N_{c2})_{fl}$。

b. 第 2 次大修时对机翼主梁和副梁进行疲劳修理。

④当 199 飞行小时＜YFH

a. 首翻、第 2 次大修与总寿命均由机翼副梁的疲劳寿命控制，分别在机翼副梁腐蚀条件下的疲劳寿命 $(N_{c1})_{fl}$、$(N_{c2})_{fl}$和 $(N_{c2}+\Delta N_{c2})_{fl}$（飞行小时）；对应的日历年限分别为 $\frac{(N_{c1})_{fl}}{YFH}$、$\frac{(N_{c2})_{fl}}{YFH}$和$\frac{(N_{c2}+\Delta N_{c2})_{fl}}{YFH}$。

b. 第 2 次大修时对机翼主梁和副梁进行疲劳修理。

(2) 典型年飞行强度对应的日历寿命体系评定结论

取 YFH＝100 飞行小时，综合主梁和副梁寿命评定结论得到的疲劳关键件日历寿命体系评定结论为：

①10 年首翻，对应的疲劳寿命为 1000 飞行小时；对机翼主梁和副梁进行检查，若有腐蚀则进行腐蚀修理。

②19 年时进行第 2 次大修，对应疲劳寿命为 1900 飞行小时；对机翼主梁和副梁进行裂纹修理。裂纹修理方法为：绞孔去除裂纹和塑性区。

③总寿命 28 年，2800 飞行小时。

10.3.4　腐蚀失效关键件日历寿命评定

10.3.4.1　外露腐蚀失效关键件日历寿命评定

10.2 节给出了机身、机翼和平尾下蒙皮的日历寿命评定结论，现总结如下：

①10 年首翻，首翻时进行腐蚀修理。

②19 年大修，大修时进行腐蚀修理。

③日历总寿命 28 年。

④腐蚀修理方案为：褪漆、打磨、清洗、烘干、重新涂漆。

10.3.4.2　内部腐蚀失效关键件日历寿命评定

10.2 节对防腐更改设计后的内部某框下腹板进行了日历寿命评定，结论为满足日历寿命要求。在 19 年进行修理，日历总寿命 28 年。修理方案为：揭布、除胶、褪漆、清洗、重新涂漆、涂胶和贴布。

10.3.4.3　腐蚀失效关键件日历寿命评定

综合上述腐蚀失效关键部位，得到腐蚀失效关键部位日历寿命评定结论：

①10 年首翻，对外露腐蚀失效关键部位进行腐蚀修理。

②19 年大修，对外露腐蚀失效关键部位和内部腐蚀失效关键部位进行腐蚀修理。

③日历总寿命 28 年。

10.3.5　整机日历寿命体系评定

对上述疲劳关键件和腐蚀失效关键件的日历寿命体系评定结果进行综合分析，由于腐蚀失效关键件均满足日历寿命要求，从而整机结构日历寿命体系主要由疲劳关键件决定。取年飞行强度 YFH＝100 飞行小时，则日历寿命体系评定结论为：

①10 年首翻，疲劳寿命为 1000 飞行小时。对机翼主梁和副梁进行检查，若有腐蚀，则进行腐蚀修理。按相应的腐蚀修理方案对外露腐蚀失效关键部位进行腐蚀修理。

②19 年进厂大修，疲劳寿命为 1900 飞行小时。对机翼主梁和副梁进行疲劳修理。按相应的腐蚀修理方案对腐蚀失效关键部位进行腐蚀修理。

③总寿命 28 年，疲劳寿命为 2800 飞行小时。

10.4　飞机结构日历寿命预计的一种新方法

10.4.1　引言

①本节提出一种预计飞机结构日历寿命的新方法。该方法将飞机结构的日历寿命定义为地面停放日历时间（简称停放日历寿命）和空中飞行时间（简称飞行日历寿命）之和。由于军用飞机在高空－50℃环境下飞行，相关研究表明：金属结构如果没有腐蚀损伤，在－50℃环境下已停止腐蚀。即可认为空中飞行时间可以直接记入日历总寿命，况且这部分飞行时间仅占总日历时间的 1%～3%，地面停放时间约占总日历时间的 97%～99%。因此，在日历寿命评定时可以不去评估飞行日历寿命，只评估停放日历寿命。

②以飞机结构金属基体腐蚀达到临界腐蚀损伤量 D_c 作为日历寿命终结的判据，于是，结构日历寿命由防腐涂层有效年限和金属基体自由腐蚀到临界腐蚀损伤 D_c 的年限所组成。其中防腐涂层有效年限由涂层加速腐蚀试验来确定。

③本节重点研究和建立了确定金属基体日历寿命的方法，它以飞行使用腐蚀温度谱和金属腐蚀损伤标准腐蚀温度－腐蚀时间（$T-H$）曲线为基础，通过停放日历寿命预计模

型预计日历寿命翻修期与总日历寿命（年限）。

④本节提出了一种评定飞机结构日历寿命的“区域定寿法”，试图将多种型号飞机统一按使用环境划分区域，对同一区域内的各型飞机，基本上按同一环境谱评定日历寿命。并构思了实施“区域定寿法”的技术途径与工作重点，可供飞机寿命管理部门决策时参考。

⑤本节中有些符号是本节专用的，可能与全书有所不同，其含义在文中均有注释或说明。

10.4.2 飞机结构日历寿命预计方法

10.4.2.1 飞机结构停放日历寿命预计模型

参考文献［10－2］给出一种预计金属腐蚀日历寿命的模型，见式（10-1）。该模型是通过研究金属腐蚀规律并经过推导得到的，它可以计算出飞机结构金属基体在多种复杂腐蚀介质环境下的停放日历持续时间。

$$\lambda\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{m_i}\frac{h_{ij}}{H_{ij}}=1 \tag{10-1}$$

式中：λ为在n种介质环境联合作用下，腐蚀到规定损伤量D_c时的使用腐蚀温度谱的总循环块数；H_{ij}为金属件在第i（$i=1,\cdots,n$）种介质环境中，在第j（$j=1,\cdots,m_i$）级温度下，腐蚀到规定损伤量D_c时的时间（小时数）；h_{ij}为在使用腐蚀温度谱中，第j级温度对应的时间（小时数）；m_i为第i种介质环境中腐蚀温度谱的级数；n为腐蚀介质种类数。

10.4.2.2 飞机使用腐蚀温度谱

（1）编制飞机使用腐蚀温度谱要考虑的几种关系

①飞机腐蚀温度谱与相应环境介质的关系

飞机在地面停放中，腐蚀温度与其他腐蚀介质（如湿度、盐水、SO_2等）是同时作用于飞机机体结构的，因此，飞机结构日历寿命预计必须同时考虑这些环境因素的影响。为了建立日历寿命数学计算模型，探索规律，参考文献［10－2］假定得到相同腐蚀量D，在其他腐蚀介质不变情况下，找到了腐蚀温度T与达到相同腐蚀量D的腐蚀时间H的变化规律曲线，即$T-H$曲线，该曲线是公式（10-1）预计日历寿命所必须的。该公式把腐蚀温度单独作为多级重复施加的谱，而把其他腐蚀因素和飞行载荷谱等放到材料性能曲线测试中考虑。

飞机结构在实际使用过程中，由于地域（沿海、内地、南方、北方）不同，四季差异、一天中早中晚各不同，各种腐蚀因素都在变化，有时变化还很大，这样，就给如何编制出既符合飞机实际腐蚀状态，又能应用于腐蚀线性累积损伤理论公式（10-1），进行日历寿命计算的温度谱与相应的腐蚀环境介质的确定，造成十分复杂的情况。对此，必须根据工程定寿需要，进行合理地工程简化，编制出工程上适用的温度谱和确定出相应环境介质的关系，但这种关系必须是相互对应的，否则，无法用公式（10-1）进行日历寿命计算，无法实测$T-H$曲线和部件的腐蚀试验。

②飞机腐蚀温度谱与 $T-H$ 曲线的关系

由式（10-1）的内涵，要求使用腐蚀温度谱的温度与 $T-H$ 曲线测试中的温度应保持在一个范围内，否则无法对应取值，进行日历寿命计算。因此，在进行 $T-H$ 曲线测试时，要参照使用腐蚀温度谱的温度范围选择 $T-H$ 曲线测试的温度范围，使腐蚀温度谱与测得的 $T-H$ 曲线温度范围相匹配，供日历寿命预计使用。

③在编制温度谱时，要考虑环境腐蚀介质与 $T-H$ 曲线的相应关系

除温度以外的其他腐蚀介质（水、盐、SO_2、酸雨等的浓度），由于它们与温度谱一样也随地域、季节、中午与晚间的不同而变化，为了能使测得的 $T-H$ 曲线适用于腐蚀线性累积损伤理论，因此，在实测 $T-H$ 曲线时，除要求实测温度范围要与温度谱的温度范围相匹配外，还要求其他腐蚀介质也要匹配。即不同地域、不同季节，要用相应的腐蚀介质和相应的温度谱进行 $T-H$ 曲线实测。因此说，飞机结构日历寿命预计的 $T-H$ 曲线，与疲劳领域中的 $S-N$ 曲线有很大不同。$T-H$ 曲线必须根据不同地域、不同季节，分别实测，给出多条 $T-H$ 曲线，而 $S-N$ 曲线通常是不考虑地域和季节的影响，这样实测腐蚀 $T-H$曲线的复杂程度和工作量要比 $S-N$ 曲线实测难得多和大得多。

（2）飞机使用腐蚀温度谱的几种可能形式

①一年的随机使用腐蚀温度谱

从飞机实际使用分析，最真实的使用腐蚀温度谱是按不同地域分别编制一种每年 365 天的随机温度谱。这样的随机温度谱理论上是真实的，而且通过统计也可以编制出来，但这种随机温度谱每一时刻相对应的腐蚀介质的浓度都随着时间的变化而改变，在腐蚀 $T-H$ 曲线的实测中是无法模拟的，因此这种随机温度谱是无法使用的。

②一年的平均使用腐蚀温度谱

从编制的可能性出发，可以把飞机在某一地区、一年 365 天的使用温度和腐蚀介质平均化，编制一种某一地区全年的平均使用腐蚀温度谱和平均使用腐蚀介质。这种温度谱虽然形式简单，使用方便，但由于它只有一级平均温度，因此真实性差，满足不了飞机的日历寿命的预计和腐蚀试验需要。

③一个月的平均使用腐蚀温度谱

从编制可能出现的形式分析，还可以把飞机在某一地区一个月内的使用温度和介质，编制出某一地区一个月的平均使用腐蚀温度谱和平均腐蚀介质浓度。这种谱相对而言是比较真实的，编制也不困难，但用于腐蚀 $T-H$ 曲线实测和零部件腐蚀试验时，要频繁地更换腐蚀介质 12 次（一年为 1 循环块），工程实际应用受到限制，也不是理想的编制形式。

④按季节编制使用腐蚀温度谱

从工程应用角度，参考文献［10－5］给出一种按不同地域，按三个季节（春秋、夏和冬季）编制程序块平均使用腐蚀温度谱，其温度等级按每个季节的平均夜间温度、平均中午温度和它们的平均温度来确定，图 10-6～图 10-8 所示的是春秋、夏和冬三个季节的平均使用腐蚀温度谱。

图 10-6 和图 10-7 中：T_{11}为某一地区的春秋季夜间平均温度；T_{13}为某一地区的春秋季中午平均温度；$T_{12}=\dfrac{(T_{11}+T_{13})}{2}$；$h_{11}$为某一地区的春秋季夜间平均小时数；$h_{13}$为某一

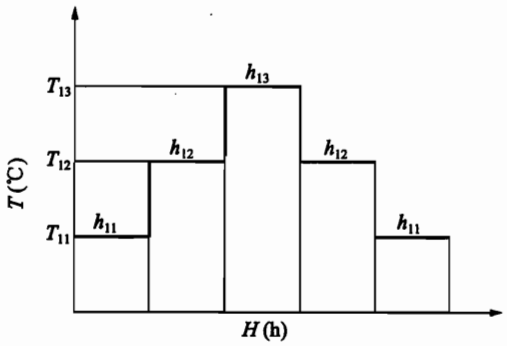

图 10-6　春秋季平均使用腐蚀温度谱

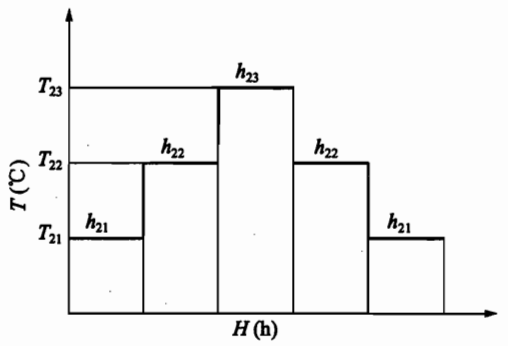

图 10-7　夏季平均使用腐蚀温度谱

地区的春秋季中午平均小时数；h_{12}为某一地区的春秋季除夜间和中午外的小时数。T_{21}为某一地区的夏季夜间平均温度；T_{23}为某一地区的夏季中午平均温度；$T_{22}=\dfrac{(T_{21}+T_{23})}{2}$；$h_{31}$为某一地区的夏季夜间平均小时数；$h_{31}$为某一地区的夏季中午平均小时数；$h_{32}$为某一地区的夏季除夜间和中午外的小时数。图 10-8 中的 T_{31}、T_{32}、T_{33}、h_{31}、h_{32}和 h_{33}代表某一地区的冬季各温度和小时数。

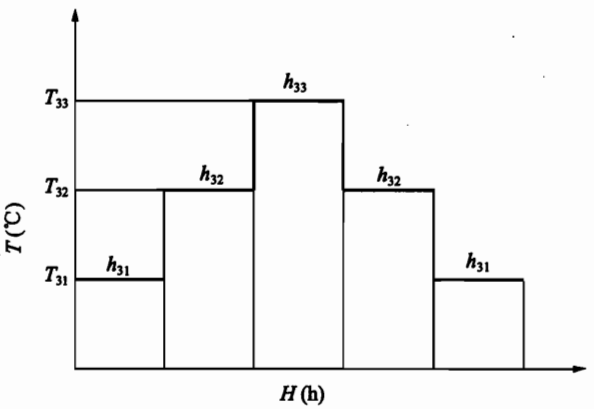

图 10-8　冬季平均使用腐蚀温度谱

飞机在几个地区使用，就需要分别编制出几个地区的春秋季、夏季和冬季平均使用腐蚀温度谱和制定出相应的腐蚀介质，供飞机结构日历寿命计算和腐蚀 $T-H$ 曲线实测以及零部件腐蚀试验使用。在一年内，编制三个季度平均使用温度谱是合适的，既保持了足够的真实性，又使工程上容易实施。

10.4.2.3　金属腐蚀损伤的标准 $T-H$ 曲线

金属腐蚀损伤的标准 $T-H$ 曲线制作简要过程如下：

①腐蚀试样。尺寸大小根据腐蚀箱大小选定，除去表面防护层并编号。

②热处理。要求与实际使用状态一致。

③腐蚀试验前处理。除油、打磨、去离子水冲洗、干燥。

④编制腐蚀温度谱。

⑤根据机件使用要求，制定不同腐蚀损伤 D_i的标准尺寸（如腐蚀最大深度）。

⑥腐蚀试验，可用加大腐蚀介质浓度进行加速试验。

⑦对腐蚀试验结果进行统计分析和数据处理，首先研究腐蚀损伤 D_i的分布规律，然后根据分布规律进行数据处理，给出带有高存活率的数据。

⑧绘制带有高存活率的腐蚀标准 $T-H$ 曲线，如图 10-9 所示。

图 10-10 是实测的 $T-H$ 曲线。

图 10-9　腐蚀损伤 D 的标准 $T-H$ 曲线

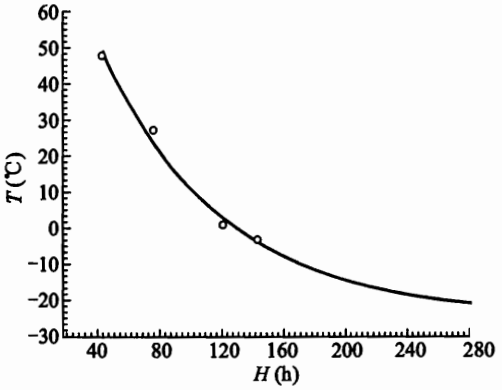

图 10-10　LC4CS 铝合金板材平均腐蚀 1mm 的 $T-H$ 试验曲线

10.4.2.4　任意腐蚀损伤的 $T-H$ 曲线

由于机件在使用中的腐蚀损伤是多种多样的，在试验室测出再多的标准 $T-H$ 曲线，也不可能满足工程上带有任意损伤机件的日历寿命计算的需要，参考文献［10－3］给出用少数几条试验标准损伤 $T-H$ 曲线，推导出任意损伤的 $T-H$ 曲线的方法：

①假设对某金属试样有 4 个级别的腐蚀损伤（D_1、D_2、D_3、D_4），令 $D_1>D_2>D_3>D_4$，为了使 4 条标准 $T-H$ 曲线在图上是等间距的平行线，令 $D_1-D_2=D_2-D_3=D_3-D_4$。

②根据这 4 个级别的腐蚀损伤要求和假设，可以绘制出 4 条等间距平行的标准 $T-H$ 曲线，如图 10-11 所示。

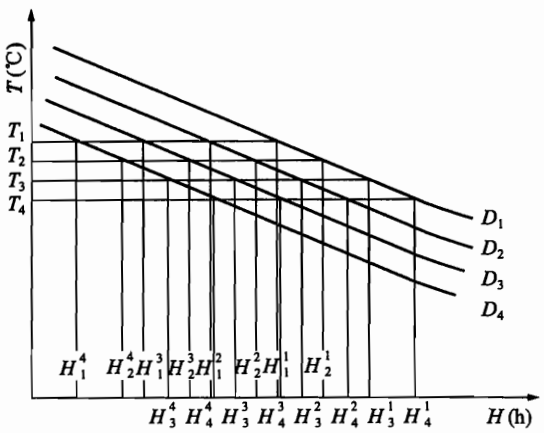

图 10-11　不同腐蚀损伤对应的标准 $T-H$ 曲线

③在图 10-11 上取 4 个温度点（T_1、T_2、T_3、T_4），并令 $T_1>T_2>T_3>T_4$，通过这 4 个温度点分别作平行于 H 轴的平行线，并与 D_1、D_2、D_3、D_4 对应的 $T-H$ 曲线相交，取出各交点对应的 16 个 H_j^k（$j=1,\cdots,4$；$k=1,\cdots,4$）值。其中：j 代表温度 T 的级别；k 代表损伤 D 的等级，如 H_2^1 是指在第 2 级温度 T_2 下，达到第 1 级损伤 D_1 时的腐蚀

小时数 H。

④取一个 D 与 H 的坐标系，如图 10-12 所示。在 D 轴上取 D_1、D_2、D_3和 D_4点，并分别作平行于 H 轴的平行线，与 16 个 H_j^k 值的垂线相交，其交点记为 1、…、16。现在分析 1、2、3、4 点与温度的关系，这 4 点对应的小时数分别是 H_1^1、H_1^2、H_1^3、H_1^4，同处于第 1 级温度线上，该 4 点连线，即是第 1 级等温度线 T_1；同样，5、6、7、8 点连线为 T_2等温度线；9、10、11、12 点连线为 T_3等温度线；13、14、15、16 点连线为 T_4等温度线。这样就得到了腐蚀损伤 D、腐蚀时间 H 和腐蚀温度 T 三者间的关系图，参考文献[10-3] 称它为等温腐蚀图。有了它就可以转化出任意损伤的 $T-H$ 曲线，因此有重要的使用意义。

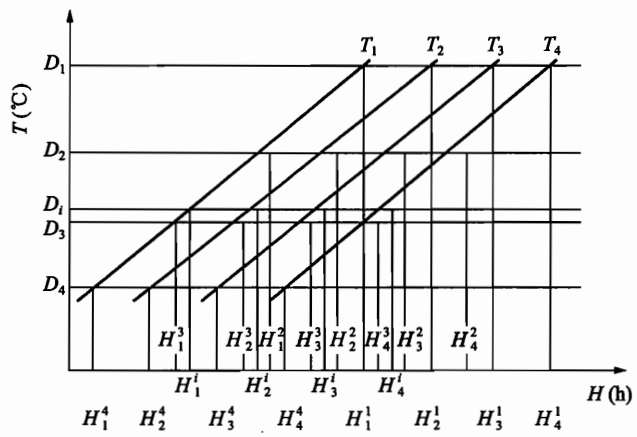

图 10-12　等温腐蚀图

⑤在图 10-12 的 D 轴上任选一点 D_i，通过 D_i点作平行于 H 轴的直线，分别与 T_1、T_2、T_3、T_4四条等温度线相交，4 交点分别对应腐蚀时间 H_1^i、H_2^i、H_3^i 和 H_4^i。它们的物理含义是，得到 D_i的腐蚀损伤量，在 T_1温度下腐蚀需要 H_1^i 小时，在 T_2、T_3、T_4温度下腐蚀分别需 H_2^i、H_3^i 和 H_4^i 小时。

⑥再取 1 个 $T-H$ 坐标系，如图 10-13。分别将 T_1、T_2、T_3、T_4 和 H_1^i、H_2^i、H_3^i、H_4^i 描在坐标系中，并把它们的 4 交点连线，即得任意腐蚀损伤 D_i的 $T-H$ 曲线。有了这条曲线和使用腐蚀温度谱，就可用式（10-1）进行指定任意腐蚀损伤量 D_i的金属结构的日历寿命计算了。如果要计算临界腐蚀损伤 D_c对应的日历寿命，就用 D_c对应的 $T-H$ 曲线计算。

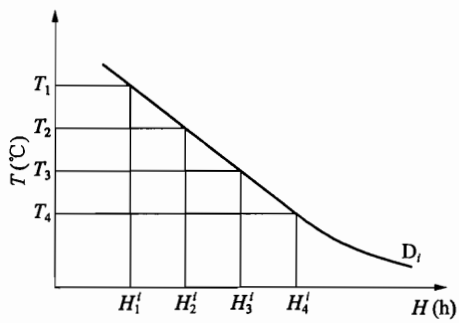

图 10-13　任意腐蚀损伤对应的 $T-H$ 曲线

10.4.2.5　λ 的计算

λ 的计算方法是：

①按 10.4.2.2 编制出图 10-6～图 10-8 所示的飞机使用腐蚀温度谱，此谱为一年

1 块。

②按 10.4.2.3 节测试出临界损伤 D_c对应的春秋季、夏季、和冬季 $T-H$ 曲线，如图 10-14～图 10-16 所示。

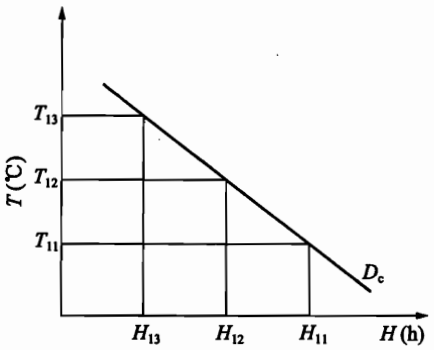

图 10-14　腐蚀损伤 D_c对应的春秋季 $T-H$ 曲线

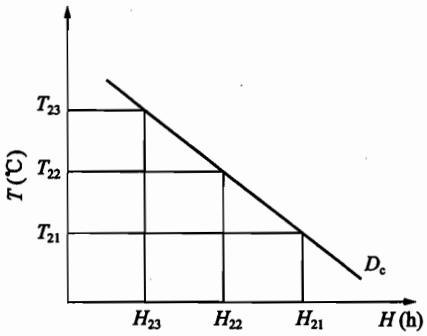

图 10-15　腐蚀损伤 D_c对应的夏季 $T-H$ 曲线

③按 10.4.2.1 给出的日历寿命预计模型计算“λ”，即：

$$\lambda=\frac{1}{\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{m_i}\frac{h_{ij}}{H_{ij}}} \tag{10-2}$$

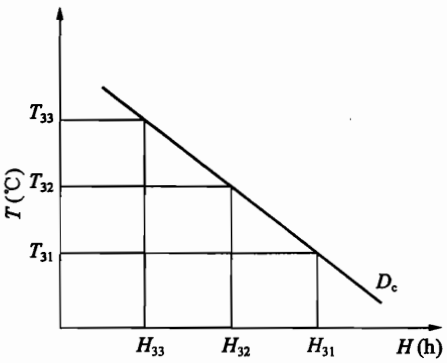

图 10-16　腐蚀损伤 D_c对应的冬季 $T-H$ 曲线

式中：λ 为被腐蚀部位在使用腐蚀温度谱和腐蚀环境联合作用下，腐蚀到 D_c时谱的总循环块数，此处 1 块为 1 年，从而 λ 对应着日历寿命；H_{ij}为腐蚀温度谱中第 i（$i=1$，…，n）个季节中第 j（$j=1$，…，m_i）级温度下腐蚀到 D_c时需要的时间，它由图 10-6～图 10-8 给的春秋、夏和冬三季使用谱，对照图 10-14～图 10-16 得到。h_{ij}为腐蚀温度谱中第 i 个季节中第 j 级温度对应的时间，由三个季节使用温度谱得到；n 为使用腐蚀温度谱种类数，此地给出春秋、夏和冬三类，$n=3$；m_i为每个使用腐蚀温度谱中温度的级数，此处分三级温度，$m_i=3$。

将上述各参数代入式（10-2）中，算得 λ 为：

$$\lambda=\frac{1}{\left(\frac{h_{11}}{H_{11}}+\frac{h_{12}}{H_{12}}+\frac{h_{13}}{H_{13}}+\frac{h_{21}}{H_{21}}+\frac{h_{22}}{H_{22}}+\frac{h_{23}}{H_{23}}+\frac{h_{31}}{H_{31}}+\frac{h_{32}}{H_{32}}+\frac{h_{33}}{H_{33}}\right)} \tag{10-3}$$

10.4.2.6　飞机结构防腐层有效年限“λ_m”确定

飞机结构日历寿命的长短，很大程度上取决于机体结构防腐层的好坏。防腐层设计得好，则日历寿命就长，因此必须注重提高防腐层的有效性。防腐层的有效性提高了，则翻修周期可以增长；每次翻修期都能增长，则总日历寿命就可以增长。

飞机结构防腐层的有效年限 λ_m 要根据第 5、第 6 章中有关涂层加速腐蚀试验和当量加速关系确定。同时还假定每次翻修的 λ_m 是相等的。

10.4.2.7　飞机结构各次日历寿命翻修期 y_1、$y_2\cdots y_n$的确定

飞机结构各次日历寿命翻修期的确定主要依据结构防腐层有效年限 λ_m 和结构自由腐蚀到临界损伤 D_c时的年限 λ 以及飞机翻修次数 n（我国军用飞机多数是翻 2～3 次）。计算翻修期 y_i的公式为：

$$y_i = \lambda_m + \frac{\lambda}{n+1} \tag{10-4}$$

10.4.2.8　飞机停放在地面上的总日历寿命 Y 的确定

飞机在地面停放的总日历年限 Y 的计算公式为式（10-5）。图 10-17 为求两次大修时的各次翻修期 y_i和总日历年限 Y 的示意图。

$$Y = (n+1)\lambda_m + \lambda \tag{10-5}$$

图 10-17 和式（10-4）、式（10-5）中：λ_m 是表面防腐层一次有效日历年限；λ 为自由腐蚀到损伤容限 D_c的日历年限，假定新机出厂后和两次大修后各占$\frac{\lambda}{3}$；y_1是飞机第 1 次大修日历年；y_2是飞机第 2 次大修日历年；y_n是飞机第 n 次大修日历年；D_1是第 1 次大修时腐蚀损伤；D_2是第 2 次大修时腐蚀损伤；D_c是腐蚀损伤容限；n 为大修次数。

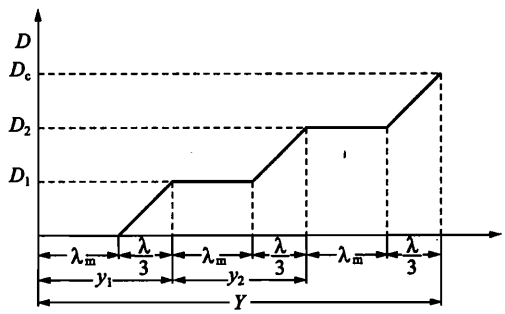

图 10-17　飞机两次大修的日历寿命确定示意图

10.4.3　飞机结构日历寿命的“区域定寿法”

10.4.3.1　“区域定寿法”

针对大机群飞机日历寿命的确定，参考文献［10－4］给出一种“区域定寿法”。所谓“区域定寿法”就是把各型飞机所处的不同使用环境，划分成若干个不同区域，凡在同一区域内的各型飞机，都按同一环境谱进行日历寿命的延长和确定（有的机型飞机有局部小环境的差异，则用小环境进行修正）。这样，在定寿中，可以对不同区域的不同机型同时定寿。由于不采用像飞机疲劳定寿那样，每个机型飞机都必须实测自己的载荷谱，然后进行每个机型的全尺寸疲劳试验和寿命分析计算，因此，可以减少许多重复性的工作，节省时间和经费。“区域定寿法”采用专业系统管理形式，即把各个机型飞机的日历寿命的延长和确定，按不同专业系统，实行统一集中管理。每个专业系统所做的工作不局限于一两个机型飞机，而是针对所有机型的飞机，如环境谱专业系统，不仅要确定全国划定的各区域的大环境谱，而且还要确定每个机型的小环境谱，供各个区域、各种机型飞机腐蚀试验和日历寿命计算使用。这样，各个专业系统按照统一要求和规定标准完成任务，综合起来就可得到各个机型飞机日历寿命结论。目前可以预计的专业系统组有：

①总体专业组。

②腐蚀环境测试、统计和编制使用环境谱专业组。

③腐蚀损伤容限 D_c专业组。

④表面防护专业组。

⑤航空材料标准 $T-H$ 曲线测试和分析专业组。

⑥日历寿命分析计算专业组。

⑦腐蚀经济修理和控制专业组。

⑧零件和部件腐蚀加速试验专业组。

⑨腐蚀检测和监控专业组。

⑩防老化专业组。

⑪腐蚀疲劳专业组。

⑫制定腐蚀修理大纲和编制腐蚀标准专业组。

应该指出，上述各专业系统在飞机日历寿命延长和确定中，通常是必须有的，但对于不同机种应有所侧重。这里重中之重是防腐和腐蚀后的经济修理，尽最大可能延长各次防腐层的翻修周期，如果能保证在每个翻修周期内不腐蚀，或腐蚀后能得及时修理，则日历寿命就能得到延长。

为了能清楚地表示“区域定寿法”的技术内容和途径以及它们之间的关系，现给出一个区域中的一架飞机（有 K 个腐蚀部位）日历寿命确定的方块图，如图 10-18 所示。

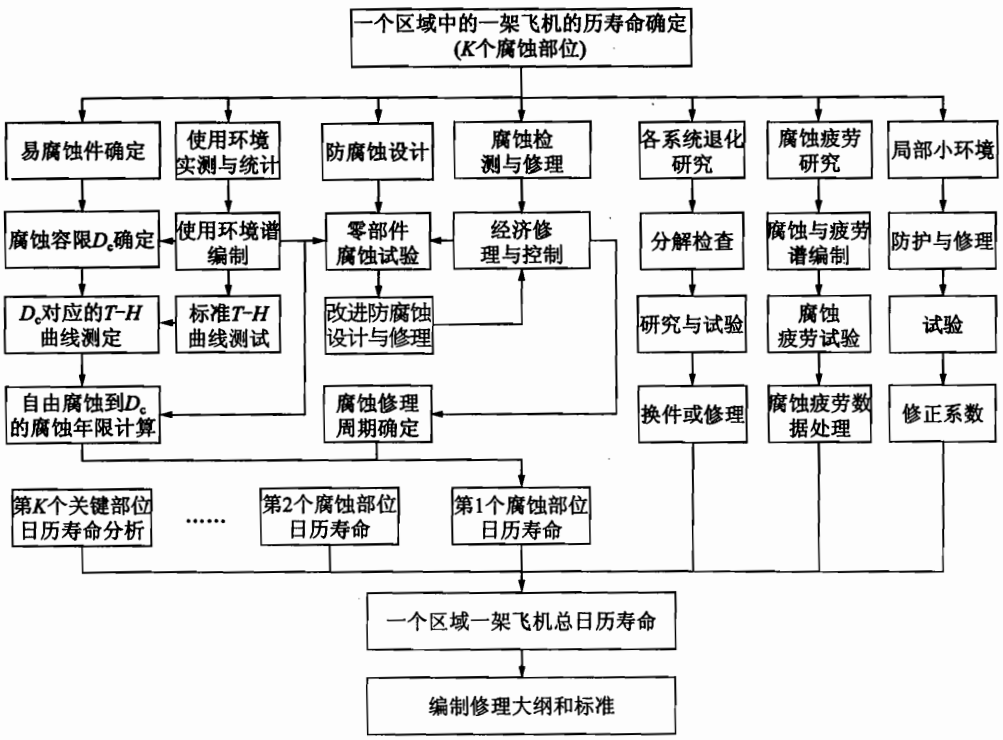

图 10-18　飞机日历寿命“区域定寿法”的定寿程序

图 10-18 表示在一个区域中，一架飞机第 1 个腐蚀部位日历寿命确定的技术内容和途径，而第 2 个、第 3 个……第 K 个腐蚀部位定寿的技术内容和途径与第 1 个腐蚀部位是一样的，图中没有详细表示。在得到第 1 个至第 K 个腐蚀部位的日历寿命后，再经过对各系

统、腐蚀疲劳和局部小环境综合分析研究后，就可以确定出一架飞机的日历寿命。在一个区域中，各类型飞机就这样按其不同腐蚀部位，不同类型，一架一架飞机进行定寿，最后给出全区域的所有飞机日历寿命。

按“区域定寿法”定寿，由于在一个区域中的各类型飞机都同时处于同一个大环境下使用，很多定寿工作内容是可以通用的，因此，在定寿中可以减少很多重复性的工作。如腐蚀环境的测试与统计、腐蚀谱的编制、$T-H$ 曲线的测试、防护层设计、腐蚀耐久性试验、防老化，以及腐蚀疲劳等工作，因此，可以缩短定寿周期，节省定寿经费。

10.4.3.2 一个腐蚀部位日历寿命的求解示例

(1) 假设

①使用环境实测已完成，使用环境谱（春秋、夏和冬）已经编出。

②腐蚀部位的腐蚀损伤容限 D_c 已计算出。

③不同腐蚀损伤的 $T-H$ 曲线已测出。

(2) 求第 1 个腐蚀部位自由腐蚀到损伤容限 D_c 的日历年限“λ”

按 10.4.2.5 所给的方法和步骤，可求得自由腐蚀到 D_c 的日历年“λ”（令一个循环谱块为 1 年）。为了解释得更清楚，现假定已计算得 $\lambda=15$ 块，即 $\lambda=15$ 年。

(3) 求第 1 个腐蚀部位表面防腐蚀层“λ_m”

假定表面防腐层一次有效日历年已给出，即 $\lambda_m=10$ 年，而且该表面防腐层只能在飞机大修时才能处理，该飞机规定有两次大修，这样，防腐层在总日历寿命中的有效年限共 30 年（见图 10-17）。

(4) 第一个腐蚀部位大修日历年限的确定

根据该飞机有两次大修的要求和防腐层的一次有效日历年限是 10 年，以及自由腐蚀到损伤容限 D_c 的日历年限是 15 年的结果，完全从腐蚀方面考虑，可以按图 10-17 所示的方法确定飞机两次大修的日历年限 y_1 和 y_2。

可求得第 1 个腐蚀部位的第 1 次和第 2 次大修日历年限为：

$$y_1 = y_2 = \lambda_m + \frac{\lambda}{(n+1)} = 15 \text{ 年}$$

(5) 飞机第 1 个腐蚀部位总日历年限的确定

令 Y 为该腐蚀部位的总日历年限，有：

$$Y = (n+1)\lambda_m + \lambda = 45 \text{ 年}$$

该 45 日历年是该型飞机第 1 个腐蚀部位预计的日历总使用寿命，但它还要经过零部件的耐久腐蚀试验验证后方可确认。

至于全机日历寿命的确定，必须按上述第 1 个腐蚀部位日历寿命确定程序，完成第 2 个至第 K 个腐蚀部位日历寿命的确定后，再结合该机的腐蚀疲劳和局部小环境的影响以及该机其他各系统的研究结果，综合分析后，才能给出该型飞机的全机总日历寿命结论。

参 考 文 献

[10-1] 中华人民共和国国家标准 GB 9277—88《色漆涂层老化的评价》. 中华人民共和国化学工

业部批准

[10－2]　张福泽．金属机件腐蚀损伤日历寿命的计算模型和确定方法．航空学报，1999，20（1）：75～79

[10－3]　张福泽．求任意腐蚀损伤的 $T-H$ 曲线．航空学报，2000，21（4）：349～351

[10－4]　张福泽．飞机日历寿命确定的区域定寿法．航空学报，2001，22（6）：549～552

[10－5]　张福泽．飞机停放日历寿命腐蚀温度谱的编制方法和相应腐蚀介质的确定．航空学报，2001，22（4）：359～361

第 11 章 飞机结构的腐蚀检查维护和修理

11.1 飞机结构检查维护和修理的原则与要求

11.1.1 目的

如前所述，即使在设计和制造阶段采取了严格的腐蚀控制措施，但是由于飞机结构在使用过程中随时都受到环境和载荷的作用，结构防腐性能退化，导致飞机结构腐蚀，随着时间的延长，腐蚀影响日益严重，影响飞机结构的疲劳寿命和日历寿命。因此，必须进行防腐蚀检查维护和修理。

采取有效的检查维护和修理措施，可以大大减轻结构的腐蚀；反之，如果腐蚀得不到控制，会严重影响飞机结构的安全性、使用寿命和维修成本。因此，飞机使用时能否达到已确定的寿命指标取决于飞机的检查维护和修理。可以说，检查维护和修理是实现飞机结构日历寿命体系的重要手段。

由于飞机的使用情况不同，有些飞机达到日历寿命指标时还远未达到疲劳寿命指标，为充分发挥飞机的效益，往往需要延长其日历寿命以继续使用。较好的维护和修理，也为飞机延长日历寿命而继续使用奠定基础。

11.1.2 原则

飞机机体结构的检查维护和修理主要分为两类：

① 外场飞机的检查维护和修理。主要针对外场使用中的飞机，是为保证其在使用中不出现腐蚀及出现腐蚀后适时处理的防腐蚀检查维护和修理，检查维护和修理的方法外场可实施。

②大修飞机的检查维护和修理。主要是指在大修厂对飞机进行防腐蚀检查维护和修理，以使大修后的飞机在下一个翻修间隔内的腐蚀能得到适当控制。

无论外场还是大修厂的飞机，防腐蚀检查维护和修理都包含了腐蚀及裂纹的检查维护和修理。例如，在对疲劳关键部位孔边裂纹进行绞孔修理，去除孔边裂纹和塑性区时，同时还需去除腐蚀产物和蚀坑，保证构件既无腐蚀也无裂纹存在。

11.1.3 要求

防腐蚀检查维护和修理的要求是：

①保持机体内外表面清洁。

②保持机体内外表面防护涂层完好。

③确保飞机结构中不残留腐蚀介质及腐蚀产物。

④防止雨水流入机内并及时排除机内积水。

⑤腐蚀维护和修理不应引起二次腐蚀。同时，去除裂纹时，不应引起腐蚀；防腐蚀修理时，不应引发裂纹。

11.2　外场飞机结构的检查维护与修理

11.2.1　外场使用维护中的一般防腐措施

11.2.1.1　定期清洗

保持飞机结构表面清洁，是机体防腐蚀的基本要求。飞机在使用和维护过程中，不可避免地会积留沙尘、金属碎屑以及其他腐蚀介质；如果这些物质不及时清洗掉，会吸收潮气，加重局部环境的腐蚀。金属屑不仅会划伤飞机表面，破坏机体表面防护层，还可能与结构基体金属材料之间产生电化学腐蚀；而其他污染物也可能直接腐蚀飞机结构。因此，必须定期清洗飞机表面，清除污物，保持飞机表面的清洁。它是一种简便有效的防腐蚀措施。

通常，清洗周期应由使用单位根据飞机所处的使用环境和飞机表面状态来确定。当飞机在环境比较恶劣的地区使用时，例如，飞机在为除冰雪而撒有氯化钠（除雪剂）的跑道上起降时，清洗周期要短一些；在环境良好地区使用时，清洗周期可以长一些。建议清洗周期为：

良好地区　　90 天

中等地区　　45 天

恶劣地区　　15 天

清洗时应采用净水或防腐清洗剂。应注意以下几个问题：

①清洗时，特别是用高压水或水蒸气清洗时，有可能把污染物冲进飞机蒙皮缝隙处导致腐蚀介质残留，这是清洗飞机时要特别注意的问题。

②清洗飞机所用的清洗剂，如果未被彻底清除，将可能促进腐蚀。因此，在清洗过程中，如果清洗溶液进入结构的一些微小缝隙中，将给机体结构留下腐蚀隐患。同时，严禁采用具有腐蚀性的清洗剂（如民用洗衣粉）清洗飞机。

③凡是能够去除无用的多余润滑脂和润滑油的清洗剂，同样也可以除掉有用的润滑脂和润滑油。因此，在清洗飞机后，应重新进行润滑和涂敷防腐剂。

④在无防护涂层的铝合金表面过多地使用“光亮剂”，最终会引起表面保护层变质。

⑤飞机清洗后，频繁使用上光蜡，会引起蒙皮防护涂层的损坏。

⑥飞机清洗后，应通风干燥。

11.2.1.2　机体防护层的保护

零、构件防护层通常由一层镀层和表面涂层构成，其厚度很薄，不能敲打、划伤。需要精心检查和维护，及时修补。

已产生损伤的蒙皮涂层或类似的表面覆盖层，应及时进行修补。在没有充分时间修复这些损伤的涂层时，应考虑使用防腐剂，以使结构腐蚀的可能性降到最低程度。

以 BMS3-23 排水防腐剂为例，该防腐剂涂在表面镀层或涂层损坏处，可起到防止或延迟结构腐蚀的作用。这类材料是挥发性液体，具有良好的渗透能力，喷涂或刷涂到要处理的表面后，可渗入极微小的结构空隙中并排除水分。因此，它能够进入表面镀层或涂层已经损坏部位的搭接面或紧固孔中去，液体挥发后留下一层蜡状薄膜覆盖在表面上。它是一种耐久材料，一般情况下不易去除，可经受多次的清洗。但是到了一定的时间仍需重新涂敷。

使用排水防腐剂时应注意：

①这类化合物的毒性近似于煤油或脂肪族石油醚，其适合的工作蒸发浓度极限为 500×10^{-6}（重量百分比）。因此，应在通风良好的条件下使用。

②当排水防腐剂与氧气混合时，会发生爆炸。因此，保存和使用时应远离氧气系统。

③防腐剂含有易燃成分，不能将这类材料暴露于明火、电源和电路处或其他具有潜在火险（如工作时其表面温度能达到 150℃或以上）的部位。

④仅需在结构表面形成一层防腐剂薄膜。可用净布将过多的防腐剂从结构上及活动的零件上擦去，以免在低温下形成硬块，造成机件运转困难。

⑤避免在操纵钢索、滑轮、泰福隆塑料管轴承头和润滑过的表面上直接使用这类防腐化合物。

⑥排水防腐剂会使硅橡胶膨胀。因此，使用排水防腐剂时，应避免橡胶件与其接触。

⑦在重新喷涂或渗透检查之前，可用下列溶剂完全彻底地清除掉防腐剂：

a. 全氯乙烯。

b. 二氯乙烯。

c. 三氯乙烷。

d. 石油醚。

11.2.1.3 通风、排水

飞机是一个复杂的结构，许多地方排水性能较差，容易积水。因此，应按时打开口盖通风，排除积水，特别是在雨后或用高压水清洗后。特别注意及时检查排水孔是否通畅。易积水部位如果强度允许，可以钻制排水孔，使积水及时排除。通风排水是一个简单但又烦琐的日常维护工作，必须常年坚持。

11.2.1.4 先进防腐材料的使用

(1) 飞机内部连接件防护材料 YH-2

这类材料具有极强的渗透性和水置换性，可将结构缝隙处、机体材料孔隙中的水分、水性腐蚀介质置换出来，并同时形成一层保护膜，防止腐蚀介质再次侵入而使结构发生腐蚀。对于已发生腐蚀的结构材料，使用该类材料可以减缓腐蚀的发展，并可保证使用部位在一个大修期内无腐蚀。这类材料适用于飞机内部连接结构的防护，已经在国外军用和民用飞机上广泛使用（牌号 AV30、Z-329）。国内已完成自主开发，牌号为 YH-2。

(2) 飞机表面清洗剂 AHC-1

该材料含表面活性剂、无机缓蚀剂、有机缓蚀剂以及少量助剂，对飞机表面油污有较

要在铝合金表面上采用。

c. 保护附近的部位、衬套、轴承、螺纹等，以免受腐蚀产物、金属屑及磨料的冲击。

(2) 化学除锈法

化学除锈法适于用在飞机上可控制化学除锈液流散的部位以及去除腐蚀产物的区域可以用水彻底清洗的部位。凡是用来去除腐蚀产物的化学试剂，其本身的腐蚀性就很强。所以，必须给予充分注意，防止化学试剂渗入搭接和嵌接处。自飞机上拆卸下来的零件，用化学除锈法最为合适，即化学去除腐蚀产物法适合用于构件的离位除锈。每种金属有其特定的化学除锈剂。

(3) 要求

上述各种方法都有其特定的适用范围和配套的材料/工艺参数，必须针对不同的部位、材料和腐蚀程度，严格遵守相关的工艺规程。同时，原则上应遵循以下要求：

①去除腐蚀产物不应过度去除完好的基体材料，应对附近完好结构进行必要的保护。

②避免使用对被清理零件产生电化腐蚀的方法及施工材料。

③禁止使用对高强度钢产生不利影响的方法和材料。

④化学除锈法必须保证可控和彻底清洗，不得对机体结构产生二次污染与腐蚀。

11.2.3.3　各种金属材料去除腐蚀产物的注意事项

(1) 铝合金腐蚀产物的去除

①采用机械法去除铝合金腐蚀产物的注意事项

a. 确定构件是铝合金构件。

b. 做好邻近区域的防护工作，以防止损伤邻近的区域。

c. 如有油脂和污物，应先用脱脂棉蘸丙酮或二甲苯清洗干净。

d. 如铝合金表面涂有防护涂层，应先使用褪漆剂或打磨方法将涂层褪净，并确定腐蚀损伤的范围。

e. 轻度的腐蚀可选用适当的砂纸轻轻地打光，或用滑石粉调水制成一种浆糊状的膏状物，将其涂在污锈斑上，并用一块清洁的软布柔和地擦拭。当膏状物干燥成白粉，再用清洁、干净的软布擦去。如果仍有腐蚀的斑痕存在，再用 600 号水砂纸沾水清除剩下的锈斑。

f. 严重的腐蚀产物可用下列工具手工刮去：碳化了的尖头刮刀；细的带槽旋转锉刀；400 号氧化铝（矾土）砂纸；采用玻璃丸等干磨料用喷射法去除中等或严重的腐蚀产物。

g. 当去除全部腐蚀产物以后，再用 10 倍的放大镜观察，并应用 400 号和 600 号氧化铝砂纸进行抛光，大约再去除 0.05mm 厚的材料，以保证完全去除腐蚀产物。然后，按修理规程进行修复。

h. 注意：在铝合金表面不能使用碳钢刷子或钢丝绒，因为只要有很少量的异种金属嵌入铝合金中，都将会造成铝合金零件进一步腐蚀或损坏；同样，也不能使用转速过高的研磨砂轮打磨，否则，稍有疏忽，可能会清除掉过多的基体金属。

② 用化学方法去除铝合金腐蚀产物注意事项

a. 应避免在气温高于 38℃或低于 4℃的情况下采用化学方法去除腐蚀产物。

b. 配制和使用铝合金除锈液时，应穿戴上防护手套、面具、工作服；若除锈液沾到皮肤和眼睛上，应立即用大量的清水冲洗，然后找医生处置。

c. 应将附近区域遮盖好，以防止除锈液接触到镁合金、阳极化的铝合金、有机玻璃、纺织品以及钢材等。

d. 当使用除锈液时，不能让其接触或残留在搭接面缝隙、平面对接缝、焊缝及其他缝隙内。

e. 用除锈液处理后，应及时用清水将零件表面冲洗干净；再用 400 号或更细的砂纸抛光表面，然后按修理规程进行修复。

采用化学脱漆剂去除机体表面零件的面漆和底漆，应控制使用过程，避免对机体结构产生二次污染与腐蚀。对于不可离位修理的部件，尽量不采用化学方法去除铝合金的腐蚀产物。

(2) 去除镁合金、合金钢、不锈钢、镍铬合金和钛合金腐蚀产物的注意事项

镁合金的细小颗粒及屑末很容易点燃，可能会导致严重的火灾；镁的尘埃高度易燃，在适当的含量下会发生爆炸；扑灭镁的火焰时，要用绝对干燥的滑石粉、碳酸钙、沙子或石墨将燃烧的金属盖住，其厚度应超过 3mm。不能用泡沫、四氯化碳或二氧化碳来灭火。另外，还要注意到，在镁合金零件上不要使用碳钢刷子、钢丝刷子或钢丝绒去除腐蚀产物，因为细小的异种金属镶入镁合金零件中，会导致镁合金的腐蚀或损坏。在镁合金构件上也不要使用碳化硅磨料。

对抗拉强度大于 1517MPa 的钢件除锈时，不能用电动工具，以免钢件表面过热。应采用不锈钢丝刷或用干燥磨料采用喷丸去除腐蚀产物。抗拉强度在 1517MPa 以下的钢件，可用不锈钢丝刷、被批准使用的手操作电动工具或选择合适的干燥磨料进行喷丸去除腐蚀产物，但不应损伤钢制零件的基体。另外，当钢件的抗拉强度高于 1517MPa 时，对氢的敏感性很强，因此，此种情况下禁止使用酸性除锈液。对于钢件上的棕红色锈蚀，一般采用碱性除锈液或布轮打磨去除。

不锈钢和镍铬合金中的铬元素对氢敏感，因此，对于这类合金最好采用机械方法去除腐蚀产物。

钛合金与酸性类溶剂接触后，由于易于产生氢脆，所以不允许使用化学除锈剂。

11.2.3.4 去除损伤后的处理

无论采用机械方法还是化学方法去除腐蚀产物，都要使损伤面平整光滑，以降低应力集中。

另外，去除腐蚀产物并进行平整光滑加工处理后，还要用深度计测量去除深度。

腐蚀损伤去除后，应进行清洗和干燥，再进行修理。

11.2.4 外场飞机结构腐蚀损伤的修理

11.2.4.1 外场飞机结构腐蚀损伤的修理内容

外场飞机在使用中，由于经常进行检查和维护，一旦发现涂层破坏或腐蚀就能及时进行处理，因而极少出现较严重的腐蚀。常见的是防护涂层的破坏和轻度的腐蚀。这些轻度腐蚀上基本属于腐蚀刚刚开始，不影响结构强度，因而无需进行结构补强修理，仅需进行防护涂层的修理。

进行腐蚀修理时，应当审慎研究腐蚀成因、表面防护特点、结构密封与排水效果的影响。同时，在结构涂层修理的同时，应充分重视密封与排水系统的修理和完善。提高或改善结构密封与排水能力是缓解结构腐蚀的一个重要方面，可以有效地减少结构中残存和滞留的腐蚀介质。

11.2.4.2　铝合金涂层修理

涂层修理主要针对涂层损伤及不需要补强修理的轻度腐蚀损伤。

表面防护是外场修理的主要内容，其作用是将构件与腐蚀介质隔离开来，以消除结构材料产生腐蚀的条件，达到防腐的目的。各种类型的腐蚀都可以采用适当的表面防护措施进行控制。表面防护系统一般由无机防护层和有机涂层两部分组成，两者可以单独使用，也可以组合使用。无机防护层应根据使用环境和结构材料特性、热处理状态、构件加工工艺或连接方法、结构形状及配合要求等进行选择。有机涂层的选择也应根据使用环境，综合考虑其防护性能、耐湿热、盐雾、霉菌和耐大气老化性能，以及涂层与基体的附着力、涂层之间的相容性和施工工艺性能等因素。

所有暴露于外部环境中的内表面及经常处于腐蚀环境中的内表面均应视为外表面，并且要按外表面要求进行防护处理；对易腐蚀的部位，可采用双层涂漆的方法加强表面的防护能力。

在外场，应采用便于实施的方法，一般步骤是：

①按 11.2.3.1 相关要求去除腐蚀产物。去除腐蚀产物后，再用 120#～400# 细砂纸打磨表面防护涂层，露出阳极化层；若阳极化层破坏，应打磨至基体材料露出金属光泽；露出金属表面的部位，要用 120#～400# 细砂纸将表面打磨光滑，打磨后表面粗糙度 R_a 不大于 3.2μm。

②用净水清洗干净，并风干。

③若铝合金零件阳极化层受损，可采用局部化学氧化的方法，如 Alodine 氧化等，恢复表面氧化层。也可以使用双底漆防护体系，例如在原配套底漆、面漆施工之前先用 XF06-1 磷化底漆对局部阳极化层受损区域进行防护，再喷涂 TB06-9 锌黄丙烯酸底漆，但该双底漆材料体系必须符合相容性要求。

④喷涂面漆，风干。

飞机结构内部可达处的零件防护涂层如果发生损伤，应对损伤涂层表面进行清洗去污，在洁净的底漆、阳极化层或金属基体的基础上，按配套修理材料的技术要求恢复表面防护涂层。

对停机时与大气环境接触的零件，如起落架舱等，如果原设计按内部零件进行表面防护，但有明显积水、腐蚀现象时，建议按外部零件进行表面防护。

铝合金表面防护是最有效的防腐蚀措施，如有条件，可定期对全机进行重新喷漆。

11.2.4.3　钢制零件表面的涂层修理

钢制零件的表面处理一般是磷化后涂铁红底漆，腐蚀后表面有红锈。不可拆卸的钢制零件去除锈蚀后可进行涂油处理；对于机体上的可拆卸钢螺钉，可在拆卸后镀锌或更换新螺钉。

11.2.4.4　复合材料制件表面的涂层修理

复合材料制件及胶接区域禁止用化学脱漆剂褪漆，可采用打磨或喷砂方法，但其工艺

参数必须经过验证是对复合材料及胶接结构无害的。

如果复合材料制件表面的喷涂铝层等导电涂层及其他电磁兼容涂层受损，必须先按相关材料/工艺技术要求和专用修理方法恢复其功能涂/镀层，然后按配套表面防护要求恢复表面漆层。

11.2.4.5 结构缝隙部位和密封、排水

部分结构缝隙部位可用硬膜防水置换剂（脱水防锈剂）进行防腐处理，然后进行密封。

如果密封材料性能不理想，建议采用复合密封形式，即缝隙两侧均涂敷密封剂或黏结橡胶板、膨化聚四氟乙烯型材。根据非线性分析、典型结构试验与外场试用验证，这样的复合密封形式可以大幅度提高密封能力；连接采用湿装配。

积水处可增打排水孔，排水孔的大小应能以克服水的张力，以便能将积水及时排除，按 MIL-HDBK-1568（USAF）规定，排水孔的最小直径应为 9.5mm。

11.3 大修飞机结构的腐蚀检查与修理

11.3.1 目标与原则

11.3.1.1 目标

保证大修后的飞机在下一个翻修间隔内，机体结构不发生影响后续维修、使用寿命以及使用功能的腐蚀。

11.3.1.2 基本原则

①恢复机体结构表面防护体系的完整性。

②满足气动力敏感区域和操纵面平衡等的特殊要求，对操纵面的修理应满足其静平衡容限的要求，避免修理后对操纵面平衡带来不利影响。

③保证功能性零部件的使用功能。

④按各机型的具体情况确定关键/重要零构件的修理容限，在满足经济修理的前提下决定是否进行补强修理或更换。

⑤对腐蚀损伤结构进行补强修理应保证不降低结构的强度和刚度，满足飞机在下一个翻修间隔的使用寿命要求。

11.3.2 腐蚀修理的一般步骤

①全机褪漆，露出阳极化层。

②按各机型配套的大修飞机腐蚀检查大纲的具体要求先对疲劳关键件、腐蚀关键件进行检查，然后对其他机体结构进行详细检查（必要时分解有关结构），确定腐蚀部位和腐蚀损伤类型。

③去除腐蚀损伤部位的腐蚀产物。

④按腐蚀损伤类型和损伤程度进行腐蚀损伤分类。

⑤确定相应的腐蚀损伤修理方法。

⑥按相关修理规程实施修理。

⑦进行修理后的质量检测及特殊检查（如操纵面的重心及静平衡状态、密封结构的密封性能及特殊运动构件的运动技术参数等），做好记录。

⑧完成全机喷漆。

11.3.3　大修飞机结构的腐蚀检查方法

11.3.3.1　目视检查

通过肉眼或借助照明设备、放大镜及内窥镜等工具直接对腐蚀损伤进行观察与分析。该方法可简便、快速、有效地发现具有表面特征的腐蚀损伤，同时可借助无损检测方法和其他手段，对腐蚀损伤进行进一步的定性和定量分析。

11.3.3.2　无损检测方法

当采取目视方法不能判断飞机结构的腐蚀损伤时，可采取无损检测方法发现和测量飞机结构的腐蚀损伤。

常用的无损检测方法有超声波检测法、涡流检测法和 X 射线检测法三种。

（1）*超声波检测法*

超声波检测是目前最重要和常用的无损检测方法，定性定量准确，主要有反射法、穿透法和扫描成像法。可用于腐蚀区测厚、复合材料结构内部分层、脱粘等损伤的检测。但用于多层结构腐蚀损伤检测时，不能满足检测要求。

超声波检测法一般分为 A、B、C 三种扫描显示方式。

飞机结构的腐蚀检查一般采用 A 型扫描方式。这种扫描方式是将探头放置在构件表面，使超声波束沿探头垂直方向传播，波束遇到界面时会返回探头。因此，荧光屏上在始脉冲（即始波）之后出现一个或多个波形（即回波或底波）。自第一个回波至第二个回波、第三个回波之间的距离就等于所测材料的实际厚度。如果事先已知被测量构件的厚度，将两者进行比较，若所测厚度小于已知厚度，就说明这个部位可能产生了腐蚀。

超声波测厚仪是一种直接测量材料厚度的仪器。它利用声波在不同种类材质中具有不同传播速度的特性，能够较准确地测量出各种金属材料的厚度，最高精度可达 0.001mm。超声波测厚法已被广泛地应用于飞机蒙皮和整体油箱壁板的腐蚀损伤检测。在不做任何拆卸的情况下，曾对安-24 飞机中外翼油箱下壁板、波音 707 飞机后货舱下蒙皮、歼×飞机 42 框下半框腹板进行了腐蚀损伤检测，取得较好效果。如果对测量结果发生怀疑，可采用 X 射线照相法或低频涡流法进行验证。

超声波在弹性介质中传播时遇到相异界面就产生反射，因此，这种检测腐蚀的方法只适用于同一种材质的单层检测；而对于双层或多层结构中的腐蚀损伤，此种方法不能满足检测要求。

（2）*涡流检测法*

利用电磁感应原理，通过不同频率的涡流在缺陷处产生的磁场变化，可以检测结构内

壁、夹层、低凹等部位产生的腐蚀损伤，如机身蒙皮隐蔽侧腐蚀等。

涡流检测法在材料分选、缺陷检查中已得到广泛应用。一般都是采用高频涡流，其频率范围在数百千赫至数兆赫之间。这种高频涡流只能检查材料表面和近表面缺陷，对深层缺陷很难发现。随着涡流技术的发展，出现了低频涡流仪和变频涡流仪，为扩大涡流检测技术的应用范围，检测构件内部和多层次结构的损伤开辟了新途径。

涡流的磁场会引起高频交变电流趋向导体表面，使导体横截面上的电流分布不均匀，也就是说，表面电流密度最大，随着深度的增加，电流密度减小。这种现象称为趋肤效应。

由于存在趋肤效应，当交变磁场直透入平板导体时，导体感应出涡流密度随深度的增加按指数规律衰减。

为了使交变磁场有更深的穿透能力，可以减小工作频率和增大感应线圈的直径。理想的感应线圈直径至少为所需穿透深度的 4 倍。

涡流渗透深度与检测频率呈反比关系，频率越低，渗透深度越深，可检测深度也越大。但是注意，影响涡流检测深度的因素还有如探头直径、试件表面状态等其他的干扰因素，在检测中必须加以考虑。

采用涡流相敏法可对 7.6mm 以下的非铁金属板的腐蚀进行检查和测量。

采用涡流法对飞机结构进行腐蚀检查时，应注意到：

①应对内部结构形式进行分析。

②外表面可能有不同厚度的防护涂层。

③在构件连接处，构件之间可能残留腐蚀产物。

④胶接过程中可能有黏结胶溢出。

⑤多层蒙皮结合处，可能存有密封胶混合物。

⑥腐蚀区域可能有水和腐蚀产物。

⑦某些构件的厚度，例如油箱壁板的厚度，可能有所变化。

⑧油箱壁板内部可能留有加工痕迹。

(3) X 射线照相法

在飞机结构需要做大量拆卸和清洁的情况下，X 射线照相法能实现对被检件内部缺陷（如裂纹、孔穴、腐蚀等）的检查。也可以对其他无损检测方法（如超声波法、涡流法）所检结果的正确性进行验证。

X 射线照相法要求射线束垂直地穿透被检物体并到达胶片，使胶片有一定的曝光量。当射线束穿过腐蚀区域时，因腐蚀产物已失去原金属的特性，对 X 射线吸收能力大大降低，所以增强了在该区域胶片的黑度。

飞机在服役期间最易产生腐蚀的构件大多是铝合金构件。通常，腐蚀的面积大而深度浅，呈不规则状态，所以在胶片上反差较小，难以辨别。因此在检查腐蚀损伤时，应正确选取透照条件，精确计算曝光量，使其达到所需透照灵敏度。

例如，当腐蚀深度是蒙皮的 20%时，如果只是一层蒙皮，采用 X 射线可以检查出腐蚀。但是如果蒙皮与桁条铆在一起形成组合件，这种情况下，若腐蚀深度只有总厚度的 4%，则难以检测出腐蚀损伤。所以，如果某一金属板材严重腐蚀，损失的厚度已是几层

叠合厚度的 20%或更多时，采用射线照相法是合适的。

在实际检查中，从射线胶片上观察到的腐蚀缺陷，仅仅是从灵敏试件的黑度反差中得出的，很难得出一个准确的深度尺寸。如果内外表面均无腐蚀现象，此缺陷很可能存在于夹层中。所以，X 射线对腐蚀的检查只能定性，大致地给出腐蚀的情况，而不能给出腐蚀深度的尺寸。如需测出腐蚀的深度，可采用超声波测厚法对其进行测量。将原厚度与测量结果进行比较，便可得出腐蚀的精确尺寸。

X 射线法主要利用其衰减特性对结构内部缺陷如孔穴、腐蚀、蜂窝脱黏进水等进行检测。由于需要进行环境辐射防护，检测要求较高，一般不作为首选的检测方法，当采用其他检测方法有困难或疑义时，才采用该方法。

11.3.3.3　腐蚀检测方法的选取

(1) X 射线检测

可以用 X 射线检测发现腐蚀产物离开腐蚀部位的严重腐蚀。当腐蚀产物留在原位时，基本上不能改变 X 射线照相的黑度，底片上显示不出腐蚀现象。

X 射线检测常用来检查机身桁条和框架构件上的腐蚀。这些构件上的严重腐蚀常常会使构件产生凸起现象，或者腐蚀产物离开原腐蚀部位。这两种情况下，照相底片上都会显示出腐蚀。

(2) 用超声波数字厚度计检测

超声波数字厚度计可被用来从侧边测量板厚度，测量精度可到 1%。可用数字厚度计测量较轻腐蚀，但确定中等腐蚀和严重腐蚀则是不可靠的。这是因为厚度计测量要求有一个平的反射面，而中等腐蚀或严重腐蚀的腐蚀面凸凹不平，不能提供一个平的反射面。

(3) 低频涡流检测

可用低频涡流检测发现或估计机身蒙皮隐蔽侧的腐蚀损伤。一般来说，总存在着某些腐蚀迹象，例如蒙皮凸起，提示检测者对怀疑区进行检测。

涡流检测是估计机身蒙皮损伤的较好方法，因为它对晶界开裂灵敏，并且用该检测方法还能发现腐蚀部位上的小裂纹。

11.3.4　全机褪漆和腐蚀检查

11.3.4.1　全机褪漆

飞机进厂大修先进行褪漆，褪掉飞机外表面的原有防护涂层，褪漆时应注意：

①飞机原有防护涂层必须褪净，不可残留原有防护涂层。

② 褪漆后应进行清洗，特别应注意飞机易腐蚀部位、沟、槽及缝隙处，以避免残留褪漆剂。

③清洗后风干。

11.3.4.2　检查部位

大修飞机经褪漆后，应用目视方法对机体结构各个部位进行详细检查，再根据具体情况，采用推荐的无损检测方法进行检查，确定结构腐蚀损伤部位、类型，并进行腐蚀损伤的测量。

重要腐蚀检查部位综述如下。

(1) 疲劳、日历寿命关键件

①翼面，机身主承力梁、框。

②机翼，机身对接接头、对接螺栓。

③翼面主承力壁板。

④平尾大轴、螺栓。

⑤发动机主推力销接头。

⑥起落架及安装接头。

⑦舵面悬挂接头、滑轨、支臂等。

(2) 易腐蚀部位

①受腐蚀介质作用较严重部位，如机翼下表面，尾翼下表面，机身下部，各操纵面，起落架舱在停放时的外露部位及内部结构积水严重部位等。

②基体材料易腐蚀、涂层防腐蚀性能较差的部位。

③外场使用时暴露的腐蚀严重部位。

(3) 其他部位

①外表面钢紧固件。

②蒙皮对缝处及壁板铆钉孔边。

③复合材料结构件。

④蜂窝结构。

⑤设备舱内部及系统安装接头、卡箍等附件。

⑥可达、可检的机体内部结构及可维护的密封结构等。

11.3.4.3 检查记录

腐蚀检查后，为确定合理的修理方案，应对检查结果进行详细记录，记录的内容有：

①飞机进厂状态。

②腐蚀检查记录，包括：腐蚀部位、材料、环境特点、腐蚀类型、腐蚀程度。

11.3.5 腐蚀损伤程度的分级及修理方法的选择

11.3.5.1 腐蚀损伤的分级

去除腐蚀产物并进行腐蚀深度测量后，应对腐蚀损伤进行分级。按腐蚀损伤严重程度一般可分为四级（参考）：

①阳极化层损伤。表面涂层去除后，基体金属未腐蚀只有阳极化层破损。

②轻度腐蚀。基体金属腐蚀，但腐蚀深度小于原厚度的 10%。

③中等腐蚀。腐蚀深度在原厚度的 10%～20%之间。

④严重腐蚀。腐蚀深度大于原厚度的 20%。

按腐蚀损伤的可修理程度可分为三级：

①允许损伤。不影响构件的强度和使用功能，如阳极化层损伤、轻度腐蚀及个别中等腐蚀。在全部去除腐蚀产物后不需做任何补强修理或更换损伤构件，仅需按相关要求进行

表面防护处理，如恢复镀层、涂层和涂油等。

②可修理损伤。构件损伤比较严重，影响了结构强度和使用功能。去除腐蚀产物后需要进行合理的补强修理；如中等腐蚀及个别严重腐蚀。

③不可修理损伤。构件严重损伤，去除腐蚀后无法修复或修理不经济，需更换构件。

结构的允许损伤根据去除腐蚀产物后的测量结果，可参考表 11-1 推荐的参考值进行判定。

表 11-1　结构允许损伤参考值

部　位		表面修整深度占基体厚度比例	边缘损伤去除深度（mm）	修整后横截面积减少量
蒙　皮		＜10%	＜4 不得影响紧固件边距	＜15%
梁 框 肋	腹　板	＜10%	＜2.5 不得影响紧固件边距	＜20%
	缘　条	＜10%	＜缘条宽度 20%	
耳　片		表面深度小于 0.25mm	边缘深度小于 0.5mm	衬套周围 0.5mm 内不允许

11.3.5.2　腐蚀损伤修理的基本原则及制定修理方法注意事项

（1）腐蚀损伤修理的基本原则

①对于轻度腐蚀（腐蚀厚度小于原厚度的 10%），如果不是主承力构件，并且在去除腐蚀产物后仍能满足强度和使用功能要求的前提下，一般只需要去除腐蚀产物，采用无机涂层或有机涂层做好表面防护。

②对于中等腐蚀（腐蚀厚度在原厚度的 10%～20%）和严重腐蚀（腐蚀厚度大于原厚度的 20%），必须进行补强修理或更换新件，并采用无机涂层或有机涂层做好表面防护。

③去除损伤后构件的减薄量不应超过相应构件的损伤容限尺寸；否则，应修补或更换该构件。

（2）制定修理方法注意事项

①根据损伤部位的重要性、损伤程度类别、气动力要求、强度/刚度/疲劳寿命要求、防腐要求、施工通路可达性、修理的经济性等进行综合权衡，确定应采取防护性修理、补强修理还是更换措施。

②选择修理配套材料和工艺时，应注意材料防护体系的相容性、不同材料之间的电偶腐蚀及修理工艺对机体结构的附加影响等，避免产生新的腐蚀隐患和对结构造成其他损伤。

11.3.6　大修时的腐蚀损伤修理

11.3.6.1　防护涂层的重新涂敷及一般修理

在重新涂敷涂层前，应完成 11.2.4 中要求的修理内容。

按 11.2.4 的要求重新涂敷表面防护层，应保证涂层与基体材料有足够的结合力；应特别注意内部结构，如油箱区、易积水区、易腐蚀区的表面涂层应做到整旧如新。目前推荐采用下列涂层体系：

①褪漆风干后，外表面喷涂 X06-1 磷化底漆。

②喷涂 TB06-9 锌黄丙烯酸聚氨酯底漆。

③表面喷涂 TS96-71 含氟聚氨酯磁漆。

11.3.6.2　金属结构可修理损伤的补强修理

腐蚀损伤的补强修理主要针对中等腐蚀和严重腐蚀的情况，因为这两类腐蚀损伤相对严重，去除腐蚀产物后，对其结构强度构成影响，必须进行补强修理以恢复其原有的强度（静强度和疲劳强度）和刚度。按照补片材料区分，可分为金属补片和非金属补片两类。

（1）金属补片补强修理

金属补片补强修理工艺可实施性较好，操作简单。按其与待修部位连接方式可分为机械连接和胶接。机械连接应用较多，但会产生应力集中，带来新的结构损伤；胶接修理不适用于形状复杂和双曲面区域，应用较少。

金属补片的材料与被加强件的材料应尽量相同，以降低电偶腐蚀的可能性；如果必须选取异种补强材料的话，应进行有效的绝缘隔离。

当补片材料与被补强件材料相同时，补片的厚度应与构件的厚度相等或稍厚一些（1.2～1.5 倍）；当材料不同时，补片的刚度和强度应与构件的刚度和强度相匹配。如果补片的厚度过大，会增加重量，同时会由于局部刚度突变而产生应力集中，诱发疲劳破坏，并且会因传载偏心而产生附加应力，加重疲劳损伤。最好将补片四周做成斜削形状，这样可使连接处截面的变化相对缓和，如果有难度，至少应将补片的四周在整个厚度上倒角 45°。

补片的形状和大小应根据被加强件的形状来确定，一般采用八角形或圆形补片。要注意，补片的形状不要太特殊，而且，形状变化处要有足够大的圆角半径。

在进行补片与构件的连接设计时，只要条件允许，应尽量采用对称连接，最好采用两片相等厚度的补片对称地连接到构件的两侧（两片补片的厚度之和相当于加一片补片的厚度），这样可避免产生附加偏心弯曲应力和弯曲变形；尽量选用同一种连接紧固件进行连接。另外，铆钉承受双剪要比单剪好。在高应力区，补片与构件的连接满足静连接强度即可，过多的铆钉孔会削弱原构件的静强度，而且钉孔会产生应力集中，削弱原构件的疲劳强度。

在铆接施工时，尽量采用湿连接。补片与原构件的界面应涂敷密封剂或防护涂层，以减少继续腐蚀的可能性。补片的纤维方向应与拉应力方向相同。

装配后施用缓蚀剂是整个防腐蚀程序的最后一项措施。常用的缓蚀剂有两种类型：水置换型和重型。水置换型缓蚀剂也叫薄膜脱水防锈剂，喷到结构上后可渗入到连接结构的结合面，溶剂挥发后形成薄膜，使水分从看不见的易腐蚀部位置换出来。这种缓蚀剂应根据使用环境特点每隔几年喷涂一次。重型缓蚀剂是一种厚膜缓蚀剂，喷到结构上后会在表面上形成较厚的包覆层，其渗透性较差。这种缓蚀剂常用于飞机内部环境较为严重的区域，形成保护膜层。

(2) 复合材料补片补强修理

利用复合材料补片胶接修理飞机金属结构腐蚀损伤技术是国外 20 世纪 70 年代末发展起来并正在推广应用的新型修理技术。与常规的机械连接或金属补强板胶接修理方法相比，其优势在于：复合材料具有优异的综合性能，比强度、比刚度高，重量轻，疲劳性能和耐腐蚀性能好；用复合材料补片修理金属结构腐蚀损伤时无需紧固孔、紧固件，修理后的结构表面可保持较好的气动外形，密封优良，防腐蚀性能好，结构增重轻；复合材料具有可设计性，成形方便，可通过铺层设计使修理区应力分布达最佳，适于修理各种形状复杂的结构件，具有很强的针对性和适应性。同时，复合材料补片胶接修理金属结构腐蚀损伤不仅效率高，而且避免了机械连接修理所造成的新的损伤，既可改善应力集中和载荷分布情况，又可提高被修理结构的耐久性和损伤容限特性。在对飞机的重要受力构件和属于耐久性设计关键件的损伤进行修理时，应慎重决策；对于这些构件的轻度损伤，如果更换构件的成本过高或没有更为合适的修理方法，可以考虑采用此方法。被修理部位良好的开敞性可充分保证修理工艺质量并有助于修理后的检查。

针对复合材料补片胶接修理技术而言，补片设计、胶黏剂、补片材料、被修理结构的表面处理和修理固化工艺及施工工艺保障是几项重要的关键技术。

①补片设计。在补片设计时应注意，补片的面积应适当，既能弥补损伤处材料的缺损，又不能太强，以免补片边缘剪切应力过高；补片的黏结面积应足够大，具备相应的传载能力；补片边缘应设计成阶梯状或斜削状，以降低层间应力和剥离应力，防止边缘撕裂；补片铺层设计按损伤处的应力集中程度和名义应力水平加以综合考虑。

在修补设计中，结构分析计算方法至关重要，没有简便、实用、准确的计算方法，所设计的补片就会带有较大的盲目性，很难达到理想的修补效果。复合材料补片胶接修补金属基体，在结构上有其独特之处，即形成由复合材料补片、胶层、金属基体胶接在一起的混合结构。分析时可按工程处理方法，把胶层看成是由无数个微小“胶质弹簧”组成，把这些“胶质弹簧”按并联关系组合成“胶钉”，这样就把一个连续胶层离散成若干“钉元”来近似模拟胶层特性。至此，便可用常规有限元分析方法进行计算分析。

设计分析时可对修理件做如下假设：

a. 胶是各向同性，而且是线弹性的。

b. 被修理结构及补片的剪应力沿厚度线性变化。

c. 忽略胶层内正应力，即胶层剪应力为常值。

d. 对单面修理，略去因结构不对称引起的弯曲效应。

细节设计时，应基于如下耐久性的设计原则：

a. 控制设计应力水平

通过静强度设计的应力计算来选择补片的几何参数，至少保证胶接结构中补片的应力水平与原结构损伤部位一致，并注意补片分担的载荷不应超过胶黏剂的传载能力。

通过补片的铺层设计，恰当选择补片与被修理结构的刚度比，尽量降低损伤区的应力集中和补片边缘剪应力峰值，在恢复结构承载能力的同时保证具有良好的耐久性。

b. 避免或减小偏心

单面胶接易使胶接修理的结构产生偏心，在胶层中会产生垂直于胶接面的拉伸应力，

使应力峰值超过许用应力，从而降低被修理结构的承载能力。补片过厚既不利于保持结构的气动外形，又会使补片边缘的剪应力过高而遭致破坏。因此，应该尽量避免偏心或将其减少到最小。

c. 降低应力集中

补片边缘的刚度变化应平缓，避免边缘结构刚度突变而在胶层中产生应力集中，导致该部位胶层提前破坏。因此，补片边缘应尽量设计成具有一定斜度的形状。

d. 补片的合理布置

为保证修理效率，可在修理中采用单向纤维层板；在受载复杂的部位，可根据需要适当增加 90°和±45°铺层。在结构外形复杂的部位，可以采用织物作为补片，通过合理剪裁来保证顺利铺贴。

e. 修理后采取适当的防护措施

湿热、腐蚀介质、紫外线照射等环境会加速胶黏剂与补片的老化，降低胶黏能力。因此，应根据复合材料补片和金属机体的材料特点与环境特点对修理区进行密封和表面防护。

②选择胶黏剂，不应片面追求胶的高剪切强度，应考虑胶的综合性能。所选用的胶黏剂应该具有良好的抗疲劳性能，具有较高的剪切、剥离强度，良好的耐介质和耐湿热老化性能；对各种金属和非金属均有优良的黏结强度，使用工艺简便。

同时，胶黏剂应与补片的固化温度尽量匹配，以产生良好的胶接效果。尽管高温固化胶黏剂的黏结强度较高，但会使铝合金的疲劳强度下降（由于铝合金加热至 120℃以上，开始出现晶界腐蚀倾向，并随温度升高而加剧），同时使金属结构与复合材料补片之间因热膨胀系数不同而产生内应力，进而影响胶接的整体强度，降低修理的耐久性。因此，修理中应尽量避免使用固化温度超过 130℃的胶黏剂，同时，在这种温度下的固化时间不应超过 4h。但也应注意那些较低温度下（包括常温）固化的胶黏剂，它们当中有的耐热有限，只能在 80℃以下使用。因此，在用于受气动加热严重的结构修理时，难以满足歼击机、强击机的飞行使用要求。

③补片材料一般应具备以下特性：在尽量低的温度下固化并能与胶黏剂的固化温度相匹配；热膨胀系数应在被连接零件的范围内，补片受温度影响应尽量小。硼/环氧补片在国外的修理实践中应用较多，而在国内的一些修理实践中碳/环氧补片及玻璃/环氧补片应用较多。

④正确地实施胶接工艺是胶接修补质量的关键环节，必须予以高度重视。

首先是被粘件的表面处理。在胶接之前，通过物理和化学方法对被修理材料表面进行恰当的预处理，将显著提高修理的胶接强度和耐久性。对金属结构表面进行预处理的作用在于净化表面，去除不利于胶接的物质，先用丙酮或其他清洗剂除去被粘件表面上的灰尘、污垢、漆片之类的游离沉淀物及任何有碍基体材料浸润性的异物，如果表面积有油脂，可用三氯乙烯、全氯乙烯、三氯甲烷、丙酮和汽油等进行擦拭或浸洗，应根据被修理部位的实际情况合理选择适用于现场施工、不产生二次腐蚀的表面处理方法。再进行表面机械处理，方法包括吹砂、擦刷、机械加工和砂纸打磨，除去结构表面陈旧的和结合力不强的氧化层、污染物，增加机械结合面。

在胶黏剂的制备方面，首先用丙酮或其他清洗剂把调胶所用的玻璃器皿和用具擦洗干净。严格地按照规定调配各组分和添加剂的比例，并充分混合，同时，注意混合过程中不要使空气渗入。

⑤正确地涂敷胶黏剂很重要，否则会使胶接件完全失效。要控制好胶层的厚度，它直接影响胶接强度。过厚的胶层厚度，会导致胶层内部缺陷的增加，并因固化时体积收缩而引起内应力增大而导致胶接强度下降。对于不同膨胀系数材料的胶接，则因胶层太薄而容易产生形变应力和缺陷。对于大多数胶黏剂和被粘件而言，胶层厚度控制在 0.1～0.25mm 为宜。胶层晾置片刻（应根据胶黏剂的特性而定）后，应立即胶接。

研究表明，对于飞机次承力件的损伤修理而言，采用碳纤维复合材料（预浸料）做补片比较理想。但是，在其铺设时应注意一些要点。首先，将复合材料保护膜去掉，然后，按补片尺寸逐层进行铺设，并用特制的滚轮或手指均匀地用力压牢（0.1～0.25MPa）。逐层涂胶，铺设到所要求的厚度。最后，在补片的外表面再涂一层较薄的胶层，并用四氯乙烯薄膜封好并抽真空，加温固化后去掉薄膜，补片表面涂敷清漆进行表面防护。

对需要有较高补强要求的修理，可采用中温固化材料体系和配套工艺；在非气动加热表面和对补强要求不高的修理，应尽量采用常温固化材料体系和配套工艺，以降低成本。

⑥胶接修补的质量检验贯穿于整个胶接过程的各个环节，除了各个工序的检验外，还必须进行胶接件的无损检验和“随修”试样的力学性能检验。无损检验可采用敲击法、超声波及 X 射线检验等。由于胶接修理质量检验的局限性以及胶接操作上的人为失误，质量控制试样（“随修”试样）仍被用做评定构件工艺质量的主要方法。质量控制试样应按相应的工艺标准要求加工而成，并进行力学性能测试。

胶接修理应实行首件鉴定制度。为考核胶接工艺方法（包括所用设备和工艺参数）的正确性，并考核操作人员技术的掌握程度，对胶接修补的第一件胶接结构要进行包括破坏试验在内的各项试验，以检查其是否符合质量要求。其中包括：100%的无损检验、从结构上制取胶接试样测试其力学性能、分解检查实际胶接缺陷与分布、检测胶层的厚度。

利用复合材料补片对腐蚀损伤结构的胶接修理应严格遵循有关工艺规程来进行。复合材料预固化补片或预浸带不允许出现纤维、基体的拉伸、剪切破坏或纤维破断。通过无损检测手段检查胶接质量，不允许出现可检测出的缺陷。

11.3.6.3　特殊部位腐蚀、损伤修理方法

（1）重要接头的修理

机身一翼面接头、平尾/前翼大轴及螺栓、活动舵面接头及螺栓等均属重要受力构件，除耐蚀不锈钢和钛合金外，钢制构件的腐蚀现象一般为棕红色锈蚀粉末或锈斑，均属于允许损伤，用煤油或机油除锈后，清洗表面并涂油或按原状态恢复表面防护层。关键/重要连接接头的钢制螺栓，若去除腐蚀产物后，螺栓直径已不满足设计公差要求，必须予以更换。

（2）紧固件的修理及更换

应对所有可检紧固件钉头进行腐蚀检查及相应的除锈、更换并进行新的表面防护。

①发生松动、脱落和锈蚀的可拆卸螺栓、螺钉等应进行更换，必要时需加大直径，这时，在同一排（列）中螺栓、螺钉的更换数量尽量不大于该排总数的 10%（参考值），应根据不同机型的具体情况确定具体更换数量。

②不可拆卸的钢钉头部出现锈蚀，用微型布轮打磨除锈并用煤油清洗，钉头表面防护与机体防护涂层的恢复同步进行。

③发生松动、脱落和严重腐蚀的铝铆钉应进行更换，必要时需加大直径，这时在同一排（列）中铆钉的更换数量尽量不大于该排总数的 10%（参考值），可根据不同机型的具体情况确定具体更换数量。

④发生锈蚀的快卸锁销钉等紧固件用微型布轮打磨除锈并用煤油清洗，腐蚀严重的应进行更换。

⑤更换的紧固件，应按配套技术要求进行湿装配。

(3) 金属有孔蜂窝结构件的修理

有孔蜂窝结构件的腐蚀表现为内部积水或蜂窝芯与面板脱粘，可按各机型的蜂窝部件专用修理技术要求进行注胶修理或用挖补法更换蜂窝芯。

(4) 整体油箱的修理

打开整体油箱检查/维护口盖，针对密封材料老化失效、油箱内部骨架金属腐蚀、密封剂受霉菌侵蚀和整体油箱充压密封检查出现渗漏等异常情况，按相应规定分别采取措施进行处理。

对整体油箱密封渗漏和密封材料老化失效，可采用以下修理措施：

①可达处密封失效，应按相关技术要求清除失效密封材料，重新密封。对局部渗漏，可用配套快速修补胶进行修补。口盖区应更换密封材料或采取经验证的新的密封方法及材料，例如 SKYFLEX 密封胶带等。清除旧的密封材料时，注意不应对机体结构产生新的损伤，重新密封的施工技术保障应符合相关技术标准。

②对难于施工的渗漏部分，且无法确定渗漏的准确位置，可采用配套的稀胶灌注方法修补。

③带密封胶圈的可卸紧固件处渗漏时，可更换密封胶圈。不可拆卸处，应采取表面密封。

④完成修理后，应按专用技术要求进行整体油箱的充压密封检查。

(5) 口盖密封、防水失效的修理

检查口盖、蒙皮对缝处的进水与密封材料老化情况，处理完腐蚀后，更换密封材料或采取经验证的新的密封方法及材料，例如 SKYFLEX 密封胶带等。清理旧的密封剂时，注意不应对机体结构产生新的损伤，注意重新密封的施工技术保障应符合相关技术标准。

对经常性积水的部位可增打排水孔，对可达的积水部位结构内表面应进行防腐表面处理。

(6) 系统卡箍、附件的修理

腐蚀严重的卡箍和附件应更换新件。

(7) 复合材料结构件的修理

随着先进复合材料在飞机机体结构上的逐步扩大应用，复合材料结构件的损伤修理问题日益突出。从多发的冲击损伤到分层、脱胶、表面划伤以及雷击损伤、裂纹、燃烧/过热等，种类繁多。由于复合材料不同于金属材料的特殊性，其修理技术也有很大的不同。修理设计、材料体系、修理工艺（含修理工具及设备）和修理的检测等都自成体系。因

此，本指南不作具体陈述，可参考有关论著，或针对各机型的具体复合材料结构件制定专用修理维护手册。

（8）操纵面修理的注意事项

制定操纵面的修理方案和修理后的检查，应保证以下几方面：

①操纵面应运动灵活，运动参数、偏角容差和协调性等应符合规定的技术指标。

②操纵面与相关机体结构的间隙、吻合度等应满足相关技术条件的要求。

③操纵面修理或重新涂漆后，其静平衡容限应满足相关技术条件的要求，重心变化应在给定的容限内；避免因修理或旧漆去除不彻底而造成新涂层对操纵面平衡带来不利影响。

11.3.6.4　零件的更换

①对于腐蚀损伤，超过允许损伤限制条件的零、构件；无法修理或修理不经济的零、构件；技术通报中规定要更换的零件，要予以更换。

②对于因腐蚀严重锈蚀、粘连导致拆卸困难或经除锈/涂油等处理后仍转动/运动阻滞并影响使用，无法满足规定的运动技术参数时，应更换轴承甚至整个组合件。

11.3.7　修理的记录与资料积累

①做好每架飞机的腐蚀修理记录，包括：

a. 进厂验收和状态记录。

b. 腐蚀检查记录。

c. 大修工作记录（修理部位、修理方法和修理范围等）。

d. 修理后检查验收记录。

e. 有关技术单、代料单、超差单及技术状态变更的记录。

②针对关键/重要构件和其他重大修理，应建立专门修理档案（文字/图像/计算报告等），便于监控跟踪。

③控制操纵面修理的重心及平衡状态变化，做好增重及重心修理前后变化的记录。

11.3.8　大修飞机的腐蚀检查修理大纲的制定

制定各型号大修飞机的腐蚀检查与修理大纲，主要应包括以下几方面：

①大修飞机机体结构腐蚀的修理原则。

②机体结构疲劳、日历寿命关键件（部位）的修理方法。

③大修飞机进厂验收技术要求和状态记录要求。

④大修飞机机体结构分解检查技术要求：

a. 分解检查部位。

b. 分解、褪漆、清洗、腐蚀检查和记录要求。

c. 检查方法。

⑤大修飞机机体结构腐蚀修理规程：

a. 视情修理技术预案及强度、刚度、气动外形技术要求。

b. 日历寿命关键件（部位）定时修理技术要求。

⑥大修飞机修理后装配及涂装技术要求。

⑦大修飞机的修理检验及验收技术要求。

⑧大修飞机质量控制要求。

11.4 腐蚀修理与裂纹修理的协调与综合

飞机大修期按照日历寿命指标和疲劳寿命指标控制，以先达到者为准。因此，可能是疲劳寿命达到大修期，也可能是日历寿命达到大修期。达到大修期的飞机，不仅有腐蚀存在，也会有裂纹出现。

腐蚀损伤和裂纹损伤有以下几种出现形式：

①构件只有腐蚀无裂纹。

②构件只有裂纹无腐蚀。

③构件有腐蚀有裂纹。

无论外场修理还是大修修理，在防腐蚀修理时还应同时对裂纹进行修理。

对外场飞机，可以检查到的腐蚀多为外部可见的易腐蚀部位。外场飞机的检查经验表明，外部可见的易腐蚀构件一般是局部环境比较恶劣，但受力较小，因而多为只有腐蚀很少有裂纹。有些外部构件如减速板、舱门等非重要受力构件的内蒙皮，由于形状复杂，局部可能会出现裂纹，但这些裂纹一般不会影响飞行的安全。而内部结构多为不可见、不可拆卸、难以检查的部位。特别是一些重要受力构件和疲劳关键部位，在外场既难以检查也无法进行修理，只能在大修厂飞机大修时才能进行修理。因而，外场飞机检查和维护的重点是外部可见部位，主要进行腐蚀修理，对于次要结构的裂纹，可采用打止裂孔或局部补强蒙皮的方法进行修理。

飞机结构的疲劳关键部位不仅承受的载荷较大、应力较高，而且处在一定的局部腐蚀环境中，在使用中既可能产生裂纹，也可能出现腐蚀，这些部位既是疲劳寿命的关键部位，也是日历寿命的关键部位。因此，这些部位的腐蚀修理和裂纹修理的协调和综合就格外重要。这些部位都在机体内部，外场无法检查和修理，只能在大修厂进行检查和修理。大修时应注意：

①对于已规定了裂纹修理方法的疲劳关键部位，在大修时，除按规定方法修理裂纹外，应同时进行腐蚀修理，包括去除腐蚀产物和采取相应的防腐蚀措施，必要时可增大扩孔尺寸。

②对于未规定裂纹修理方法的疲劳关键部位，如有腐蚀，应进行腐蚀修理，可采用扩孔的方法去除孔壁、孔边的腐蚀或蚀坑。

③当修理时扩孔尺寸超过规定的尺寸时，应考虑对疲劳寿命的影响，并在大修后的寿命文件中修改翻修间隔期寿命值。

对只有腐蚀而无裂纹的构件，可按本章 11.2、11.3 的方法和要求在外场和大修厂进

行修理，这里只介绍只有裂纹无腐蚀或已腐蚀且有裂纹构件的修理。

11.4.1　结构裂纹修理方法

当发现外场飞机或大修飞机机体结构构件存在宏观可检裂纹时，应根据含裂纹结构件的结构形式、受力状态、裂纹长短、深浅程度及危及飞行安全的严重程度，采用不同的修理方法。裂纹修理结束后，应对修理部位采取有效的防腐措施。

(1) 机械方法去除裂纹

对于短、浅裂纹，可通过锉修、打磨、抛光等工艺措施，加以去除。裂纹去除后，应采取有效的防腐措施，以修复破坏的构件防护涂层。

(2) 在裂纹尖端打止裂孔

一般来说，当薄壁结构件出现短裂纹时，外场均可采用打止裂孔的方法止裂。止裂孔应有适当大小的孔径，以便能去掉裂纹尖端的微裂纹。通常，对蒙皮等薄壁结构构件上的短裂纹，止裂孔的孔径在 46mm 之间。

止裂孔的位置应是止裂孔的圆心超过目视看到的裂纹尖端 2.0mm 左右。止裂孔壁要光滑，无毛刺和划伤。对于外蒙皮，打好止裂孔后，要用铆钉堵塞。

对于大修飞机结构上的裂纹，应采取补强的方法去除裂纹。

(3) 采用加强的方法去除裂纹

当构件中的裂纹较长时，沿构件裂纹延长线横截面上的名义应力会明显提高。在这种情况下，如果只打止裂孔止裂，止裂孔处在交变载荷作用下原裂纹会很快继续扩展。因此，还应当采用再加补强片的方法加强构件。

采用加补强片的方法加强构件时，加强片的材料应与待加强构件的材料相同。如果由于某种原因需采用不同材料时，除考虑疲劳、断裂性能外，还应考虑补片材料与构件材料之间的电化学相容性问题。当采用了不相容金属材料制作补强片时，要对它们进行有效的绝缘隔离，以防止产生电偶腐蚀。

应注意选择补强片的形状和尺寸，当补片材料与构件材料相同时，补片厚度应与构件厚度相同或稍厚；当补片材料与构件材料不同时，应使补片的刚度和强度与构件的刚度和强度相匹配，切忌使补片刚度过大，并应采用与被连接构件金属相容的紧固件，若紧固件金属不相容时，应采取有效的隔离措施。

构件补强后，应按飞机该部位的防护体系进行防护处理。

(4) 更换含裂纹构件

对一些重要受力构件，一般应更换含裂纹构件，以保证飞机的飞行安全。

11.4.2　有腐蚀构件的裂纹修理方法

根据无腐蚀构件的裂纹修理方法，当构件既有腐蚀又有裂纹时，应先去除腐蚀，再对裂纹进行修理。由于在去除腐蚀时，已对构件进行了打磨、抛光等修理，已使构件厚度减薄，承载能力降低；同时又存在裂纹，因此，适于采用加强的修理方法进行修理。对外场

飞机，由于条件限制无法进行补强修理时，可暂时进行临时性修理以去除裂纹，待飞机大修时再进行永久性的补强修理。修理时可按下述步骤进行：

①首先去除腐蚀产物，露出金属光泽。去除腐蚀产物时应考虑打磨部位的范围要大、外形圆滑过渡，尽量减小应力集中。

②对去除了腐蚀产物的腐蚀部位应仔细检查，测量去除腐蚀产物后的结构厚度；找到裂纹的位置，摸清裂纹走向、长短及深、浅程度。

③对外场飞机，应采用打止裂孔后进行腐蚀防护的方法进行临时性修理，并做详细记录，待大修时再进行永久性补强修理；对大修飞机，应根据构件的结构形式、受力状态、裂纹长短、深浅程度及危机飞行安全的严重程度，采用 11.4.1 中加强的去除裂纹的方法进行修理。

④对内部结构中已有腐蚀的带裂纹紧固孔，在进行扩孔去除裂纹时，应同时去除裂纹、塑性区及孔壁和孔边的蚀坑，因此，扩孔尺寸应考虑裂纹尺寸和蚀坑深度。无论是否有腐蚀，扩孔后重新装配时，都应考虑该部位的腐蚀防护要求，优先选用湿装配。若需补强时，补强前应对打磨后的结构表面进行有效的表面防护处理，补强后再进行整体的表面防护处理。

参 考 文 献

[11－1] 中国民用航空局科技教育司编著. 飞机结构维修指南. 北京：北京航空航天大学出版社，1993

[11－2] 刘祖铭主编. 飞机结构腐蚀实例分析. 北京：航空工业出版社，2001

[11－3] 王向明等. 复合材料补片胶接金属基体结构损伤修补方法设计研究. 飞机设计，1996(3)：40～44

[11－4] 陈绍杰主编. 复合材料结构修理指南. 北京：航空工业出版社，2001

北航 C0827007