

011002030

V271.4

79

飞机结构腐蚀/老化 控制与日历延寿技术

刘文琰 贺小帆 等编著



国防工业出版社

· 北京 ·



北航

C1430555

内 容 简 介

本书共 11 章,介绍了飞机结构腐蚀/老化控制与日历延寿技术。在阐明飞机结构腐蚀/老化控制的重要性和总体技术途径的基础上,以战斗机结构腐蚀/老化/控制准则与要求为指引,重点围绕飞机使用环境谱编制技术、战斗机结构的腐蚀(老化)失效模式、加速腐蚀试验技术以及铝合金结构涂层优选与改进进行了详细介绍;并针对结构透明件(有机玻璃)、钛合金焊接件和异金属连接件以及复合材料,有针对性的介绍了环境腐蚀/老化影响以及腐蚀/老化控制技术;并阐述了外场腐蚀防护与腐蚀损伤修理技术;最后对飞机结构日历延寿技术进行了比较详细的叙述。

本书具有很强的工程实用性,适合飞机设计和使用部门的工程技术人员阅读,对高等院校相关专业的师生也有重要参考价值。

图书在版编目(CIP)数据

飞机结构腐蚀(老化)控制与日历延寿技术/刘文琰等
编著. —北京:国防工业出版社,2010. 11
ISBN 978-7-118-07044-6

I. ①飞... II. ①刘... III. ①歼击机—防腐
IV. ①V271.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2010)第 197914 号

※

国防工业出版社 出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

北京嘉恒彩色印刷有限责任公司

新华书店经售

*

开本 710×960 1/16 印张 19½ 字数 347 千字

2010 年 11 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—3000 册 定价 48.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店: (010)68428422

发行邮购: (010)68414474

发行传真: (010)68411535

发行业务: (010)68472764

《飞机结构腐蚀/老化控制 与日历延寿技术》 编审委员会

主 编 刘文珽

主 审 钟群鹏 李 明

副主编 贺小帆

编 委 (按姓氏笔画排列)

王逾涯 任三元 刘一鸣 刘小冬 刘文珽

李 野 李喜明 杨洪源 吴有金 张 蕾

张联营 陈群志 姜 军 姜爱红 贺小帆

章 俊 彭 欢 蒋军亮

前 言

战斗机在设计所要求的化学、热和气候环境中使用,包括在地面停放时的地面环境(舰载机还有舰上停放时的舰上环境)、飞行时的空中环境以及使用维护所引起的环境。在环境的作用下,金属材料结构会产生腐蚀,非金属材料会发生老化,从而产生结构的腐蚀/老化损伤。大量飞机的服役使用情况表明,在经历一定的服役年限后,结构腐蚀/老化损伤频繁出现,随着服役年限的增加,腐蚀/老化损伤呈现较快的发展趋势,即腐蚀部位增加,腐蚀程度加剧。结构腐蚀/老化损伤对飞机的使用安全、战备出勤率以及经济性均有重大危害。腐蚀/老化损伤及其与载荷的共同作用会影响结构的完整性,特别是影响结构的耐久性、损伤容限特性,降低结构的使用寿命、检查周期和剩余强度;腐蚀损伤严重的构件可能产生功能失效或由于不可修复而报废;为修复腐蚀损伤而必须进行的大修或外场的修理不仅增加了维修费用,而且会明显影响飞机的战备出勤率。

为尽可能减小腐蚀/老化对结构完整性的影响,必须在新机研制直至使用的全过程中实施结构腐蚀/老化控制,因此,不断发展和完善飞机结构腐蚀/老化控制技术就成为一项迫切需求的任务。为适应新机研制的需求和提高我国飞机腐蚀/老化控制技术水平,在“十五”飞机结构强度技术相关专题研究中对腐蚀/老化控制技术进行了较为全面深入的研究。在“十一五”飞机结构强度技术相关专题研究中有针对性地对腐蚀/老化对钛合金典型结构件、复合材料的影响以及飞机结构日历延寿技术进行了研究,取得了丰硕的研究成果。

在相关研究基础上,本书重点将专题研究的主要成果集成起来,较为详尽地加以阐述,力图在所涉及的技术方面能为新机研制和飞机结构日历延寿提供切实可用的先进技术成果。

本书共设 11 章,第 1 章绪论,阐述了飞机结构腐蚀/老化控制与日历延寿的重要性与总体技术途径;第 2 章战斗机结构腐蚀/老化控制准则与要求,包括总体要求、控制准则、控制程序及较为详细的具体要求;第 3 章重点阐述了作为腐

蚀/老化控制基础的飞机使用环境谱编制技术,给出了我国按地理区域划分的地面环境谱、典型机场环境分类和典型机场地面环境谱编制方法以及空中环境谱编制的工程方法;第4章介绍了战斗机金属结构、防腐涂层、透明件及复合材料结构的腐蚀/老化失效模式;第5章阐述了用于检验金属结构与涂层腐蚀/老化控制措施有效性的加速腐蚀试验技术;第6章详细阐述了在铝合金结构涂层优选与改进方面取得的具体研究成果以及在工程中的应用;第7章集中阐述了结构透明件(有机玻璃)的抗老化控制与评定技术;第8章针对常用的钛合金焊接结构和钛合金异金属连接件,给出了预腐蚀对寿命影响和抗腐蚀措施有效性的试验研究与分析结果;第9章阐述了复合材料老化效应、耐久性评定及控制技术;第10章则重点阐述了使用过程中的外场腐蚀防护与外场、大修的腐蚀损伤修理技术;第11章对飞机结构日历延寿技术进行了详细阐述。

本书的突出特点是具有很强的工程实用性,在相关领域具有国内领先的技术先进性。可为从事飞机(特别是战斗机)结构设计与强度工作的技术人员在新机研制、飞机改进改型设计中进行结构腐蚀/老化控制以及飞机结构服役后的日历延寿提供重要的技术支持。对相关专业的科技人员及院校师生也有重要的参考价值。

本书编写过程中,空军装备部综合计划部给予了大力支持与热心指导,主审钟群鹏、李明院士在百忙之中审查了书稿,提出了宝贵建议,国防工业出版社为本书的出版付出了艰辛的劳动,在此一并表示感谢。

飞机结构腐蚀/老化控制技术所包含内容范围甚广,各项相关技术仍在不断发展和完善,加之作者水平所限,本书的不足甚至谬误之处在所难免,敬请读者批评指正。

编著者
2010年5月

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 飞机结构腐蚀/老化控制与日历延寿的重要性	1
1.1.1 飞机结构的腐蚀与老化	1
1.1.2 腐蚀条件对飞机结构寿命/强度的影响	1
1.1.3 飞机结构腐蚀/老化控制的基本要求	3
1.1.4 结构腐蚀/老化控制的重要性	3
1.1.5 结构日历延寿的重要性	4
1.2 结构腐蚀/老化控制的总体技术途径	4
1.3 飞机结构日历延寿的技术途径	6
1.4 本书包括的主要内容	6
第 2 章 战斗机结构腐蚀/老化控制准则与要求	7
2.1 结构腐蚀/老化控制总体要求	7
2.2 结构腐蚀/老化控制准则	8
2.3 结构腐蚀/老化控制程序	8
2.3.1 确定腐蚀控制目标	8
2.3.2 制订腐蚀防护与控制计划	9
2.3.3 飞机研制各阶段腐蚀控制工作	9
2.4 结构腐蚀/老化控制要求	10
2.4.1 使用环境/环境谱	10
2.4.2 载荷/应力及载荷/应力/环境谱	10
2.4.3 材料选择	11
2.4.4 防护体系	13
2.4.5 防腐蚀密封	14
2.4.6 典型机械紧固连接件设计	15
2.4.7 异种金属连接件设计	16
2.4.8 电搭接细节设计	17

2.4.9	制造过程中的腐蚀控制	17
2.4.10	通风、排水、维修性设计	17
2.4.11	腐蚀试验	18
2.4.12	使用维护和腐蚀损伤检测与修理	18
参考文献		19
第3章 飞机的使用环境谱		20
3.1	地面环境谱编制技术	20
3.1.1	概述	20
3.1.2	影响飞机的环境因素和环境特点	20
3.1.3	飞机结构环境谱的编谱原则	21
3.1.4	地面环境谱编制方法	22
3.2	按地理区域划分的地面环境谱	25
3.2.1	概述	25
3.2.2	按照地理区域划分我国飞机服役典型环境区	26
3.2.3	主要环境因素谱的建立	27
3.2.4	按地理区域划分的地面环境谱	33
3.3	典型机场的地面停放环境谱编制方法	36
3.3.1	机场环境区域划分及典型机场选取	36
3.3.2	环境要素的选取	37
3.3.3	典型机场腐蚀环境数据库系统	37
3.3.4	环境要素的简化与处理	38
3.3.5	地面环境谱的编制方法	39
3.4	载荷/环境谱的编制方法及工程简化	40
3.4.1	概述	40
3.4.2	载荷/环境分类	42
3.4.3	载荷/环境谱的编制方法与工程简化	43
参考文献		46
第4章 战斗机结构腐蚀/老化失效模式		47
4.1	金属结构的典型腐蚀损伤形式及失效模式	47
4.2	防腐涂层的主要失效模式	52
4.2.1	防腐涂层的组分及作用	52
4.2.2	防腐涂层的失效判据	53

4.2.3	防腐涂层的失效模式	53
4.2.4	防腐漆层失效的原因	56
4.3	结构透明件的老化失效模式	56
4.3.1	概述	56
4.3.2	结构透明件的失效表现及原因	57
4.4	复合材料结构的老化失效模式	60
4.4.1	复合材料的老化机理	60
4.4.2	复合材料结构的老化失效模式	61
第 5 章	金属结构与涂层加速腐蚀试验	65
5.1	引言	65
5.1.1	加速试验环境谱与当量加速关系的意义与作用	65
5.1.2	加速试验环境谱编制原则与类别	66
5.1.3	当量加速关系的定义与确定方法综述	67
5.2	加速试验环境谱	69
5.2.1	疲劳关键部位加速试验环境谱	69
5.2.2	腐蚀失效关键部位加速试验环境谱	70
5.3	确定当量加速关系的几种方法	80
5.3.1	当量折算法	80
5.3.2	腐蚀程度对比法	85
5.3.3	疲劳强度(寿命)对比法	91
	参考文献	93
第 6 章	铝合金结构涂层优选与改进	94
6.1	引言	94
6.2	铝合金结构(蒙皮)底漆优选	96
6.2.1	底漆的特点及军用飞机所用底漆类型	96
6.2.2	底漆耐候性试验加速试验谱	97
6.2.3	底漆优选过程及结果	97
6.3	铝合金结构(蒙皮)面漆优选	100
6.3.1	面漆的作用与军用飞机所用面漆的类型	100
6.3.2	面漆耐候性加速试验加速试验环境谱	100
6.3.3	蒙皮面漆优选结果	101
6.4	涂层体系优选	103

6.4.1	铝合金结构涂层体系的构成	103
6.4.2	涂层体系优选	105
6.5	优选涂层的日历寿命评定与工程应用	108
6.5.1	军用飞机铝合金结构优选涂层体系日历寿命评定	108
6.5.2	优选涂层的工程应用	127
6.6	新型纳米涂层的应用研究	130
6.6.1	引言	130
6.6.2	新型纳米涂层的抗紫外线老化试验评定	131
6.6.3	新型纳米涂层在干、湿交替环境下抗腐蚀性能评定	135
6.6.4	新型纳米涂层在综合环境谱下的抗腐蚀性能评定	138
6.6.5	新型纳米涂层应用于典型飞机结构的抗腐蚀/老化性能 评定结论	143
	参考文献	144
第7章	结构透明件(有机玻璃)抗老化控制与评定	145
7.1	结构透明件(有机玻璃)抗老化品质评定与加速老化试验方法	145
7.1.1	概述	145
7.1.2	有机玻璃的老化环境	146
7.1.3	加速老化试验	152
7.1.4	结构透明件(有机玻璃)抗老化品质评定	155
7.2	典型透明件(有机玻璃)材料的加速老化试验与分析	155
7.2.1	加速老化试验环境谱的编制原则	155
7.2.2	加速老化试验环境谱	155
7.2.3	加速老化试验技术的要求	155
7.2.4	加速老化试验技术	156
7.2.5	有机玻璃力学性能测试	158
7.2.6	航空有机玻璃力学性能测试结果	161
7.2.7	有机玻璃断口形貌特征和断裂机理	167
7.2.8	延长座舱盖有机玻璃使用寿命的主要可能途径	169
	参考文献	170
第8章	环境腐蚀对钛合金典型结构件(焊接件和异金属连接件)的 影响研究	171
8.1	研究目的	171

8.2	技术途径	171
8.2.1	对钛合金焊接件	172
8.2.2	对钛合金异金属连接件	172
8.3	环境腐蚀对钛合金焊接件的影响研究	173
8.3.1	试验概述	173
8.3.2	试验结果	176
8.3.3	环境腐蚀对钛合金焊接件影响分析	180
8.3.4	结论	182
8.4	环境腐蚀对钛合金异金属连接件腐蚀损伤及寿命影响及防腐措施 有效性研究	183
8.4.1	试验概述	183
8.4.2	环境腐蚀对钛合金异金属连接件影响分析	191
8.4.3	防腐措施有效性分析	195
8.4.4	结论	196
8.5	综合分析	196
	参考文献	197
第9章	复合材料老化效应与控制	198
9.1	概述	198
9.2	我国典型环境区域	198
9.3	湿热老化效应	198
9.3.1	研究方法	199
9.3.2	湿热老化对复合材料物理性能的影响	199
9.3.3	湿热老化对复合材料层压板力学性能的影响	200
9.3.4	自然老化对复合材料性能的影响	203
9.3.5	加速老化对复合材料性能的影响	212
9.3.6	老化效应预估方法	216
9.4	加速湿热谱老化对复合材料性能的影响	219
9.4.1	波音加速老化谱	220
9.4.2	国内编制的一个加速湿热老化谱	221
9.4.3	国内编制的另一个加速湿热老化谱	223
9.4.4	自然老化、加速自然老化和湿热谱老化的关系及推荐建议	227

9.5	腐蚀老化	227
9.5.1	环境介质的腐蚀	227
9.5.2	紫外线辐射与防护	228
9.5.3	风化、砂蚀和雨蚀与防护	229
9.5.4	复合材料与金属的电偶腐蚀	230
9.6	老化对复合材料寿命影响的评定技术	230
9.6.1	加速试验方法	231
9.6.2	应变不变量失效理论	233
9.6.3	复合材料老化降质的影响	234
9.6.4	剩余强度	235
9.6.5	复合材料结构寿命预估	235
9.7	复合材料的老化防护与控制	237
9.7.1	湿热老化的防护与控制	237
9.7.2	电偶腐蚀的防护与控制	241
9.7.3	几种常用材料与碳纤维复合材料电偶腐蚀的防护	241
第 10 章	腐蚀防护与腐蚀损伤修理技术	243
10.1	引言	243
10.2	外场腐蚀防护技术	245
10.2.1	一般要求	245
10.2.2	重点防护部位	245
10.2.3	清除污物	245
10.2.4	保护防护涂层	246
10.2.5	涂注润滑脂	247
10.2.6	通风、排水	247
10.2.7	外场腐蚀损伤检查	248
10.3	外场腐蚀损伤修理技术	248
10.3.1	外场腐蚀修理检查部位	248
10.3.2	外场腐蚀损伤的检查方法	249
10.3.3	常见的外场腐蚀损伤特征	249
10.3.4	飞机结构腐蚀产物的去除	250
10.3.5	腐蚀损伤部位的打磨要求	251
10.3.6	腐蚀损伤去除后的处理	252

10.3.7	腐蚀损伤等级评定	252
10.3.8	外场飞机腐蚀损伤的修理	252
10.3.9	外场飞机腐蚀损伤修理信息的收集和管理	254
10.4	大修腐蚀损伤修理技术	254
10.4.1	腐蚀损伤修理准则和要求	254
10.4.2	大修飞机腐蚀修理大纲制订	255
10.4.3	大修腐蚀检查	256
10.4.4	腐蚀损伤分级及其修理方法	257
10.4.5	腐蚀损伤修理设计	259
10.4.6	大修腐蚀损伤修理	266
	参考文献	269
第 11 章	飞机结构日历延寿技术	270
11.1	概述	270
11.1.1	飞机的日历延寿	270
11.1.2	飞机结构的日历延寿	272
11.1.3	飞机结构日历延寿的前提条件	273
11.2	飞机结构日历延寿的技术途径	274
11.2.1	飞机结构日历延寿的原则	274
11.2.2	飞机结构日历延寿的步骤	275
11.3	早期服役飞机的日历延寿	277
11.3.1	早期服役飞机的特点	277
11.3.2	早期服役飞机日历延寿的技术途径	277
11.3.3	疲劳寿命能否达到日历延寿目标要求的分析	278
11.3.4	日历寿命能否达到日历延寿目标的分析	291
11.4	已有飞参记录装置的现役机种日历延寿	296
11.4.1	引言	296
11.4.2	关于疲劳剩余寿命的分析	297
11.4.3	关于单机监控飞机的疲劳分散系数	299
	参考文献	299

第1章 绪 论

1.1 飞机结构腐蚀/老化控制与日历延寿的重要性

1.1.1 飞机结构的腐蚀与老化

军用飞机在设计所要求的化学、热和气候环境中使用,包括停放环境(含地面停放时的地面环境和舰上停放时的舰上环境)、飞行时的空中环境以及使用维护所引起的环境。在环境的作用下,金属材料结构会产生腐蚀,非金属材料会发生老化,从而产生结构的腐蚀/老化损伤。大量飞机的服役使用情况表明,在经历一定的服役年限后,结构腐蚀/老化损伤频繁出现,随着服役年限的增加,腐蚀/老化损伤呈现较快的发展趋势,即腐蚀部位增加,腐蚀程度加剧。

结构腐蚀/老化损伤对飞机的使用安全、战备出勤率以及经济性均有重大危害。腐蚀/老化损伤会影响结构的完整性,特别是影响结构的耐久性、损伤容限特性。腐蚀与载荷的共同作用会加剧结构的疲劳损伤,降低结构的使用寿命、检查周期和剩余强度;腐蚀损伤严重的构件可能产生功能失效或由于不可修复而报废;为修复腐蚀损伤而必须进行的大修或外场的修理不仅增加了维修费用,而且会明显影响飞机的战备出勤率。

1.1.2 腐蚀条件对飞机结构寿命/强度的影响

由于腐蚀/老化导致飞机结构材料性能、局部尺寸等的变化,腐蚀/老化对结构静强度、动强度、耐久性、损伤容限性能等均存在影响,在本书中主要针对腐蚀/老化对飞机结构耐久性,尤其是使用寿命的影响。

飞机的使用寿命是飞机研制的重要性能指标,它包括以飞行小时数(或起落数)表示的疲劳寿命和用使用年限表示的日历寿命,它们均包括着首翻期、修理间隔和总寿命。而飞机结构的使用条件是飞机使用寿命的决定性因素与基础。决定飞机结构寿命的使用条件主要是载荷—时间历程(载荷谱)和环境—时间历程(环境谱)。环境—时间历程是产生腐蚀/老化损伤的主要原因,以下简称为“腐蚀条件”。腐蚀条件不仅是决定结构日历寿命的根本因素,而且对飞机结构的疲劳寿命有重要影响,同时影响着飞机结构的寿命体系。

1.1.2.1 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:一是飞机在停放时,由于停放地点(如机场)的自然环境等因素,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,也使疲劳寿命下降。对于军用飞机,特别是战斗机和运输机而言,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,还与飞机每年的飞行小时数(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使用环境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平均飞行强度的要求。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、修理间隔与总寿命体系。

1.1.2.2 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则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的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/老化,或者由于腐蚀/老化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,停放时间(地面和舰上停放时间)要远大于空中飞行时间,后者通常不会超过总使用时间的10%,而空中环境通常要弱于停放环境,因此,这类关键件(部位)的日历寿命主要取决于停放腐蚀/老化。

因此,一种型号飞机结构日历总寿命指标的确定,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。

1.1.2.3 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的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,有些条件下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;而另一些条件下,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。而

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。从而必须弄清腐蚀条件与年飞行强度对飞机结构疲劳寿命指标体系的影响,分别给出疲劳寿命与日历寿命的首翻期、因修理间隔与总寿命指标,以及在给定的腐蚀环境下,在怎样的年飞行强度范围内,寿命体系以疲劳寿命,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。这种完善的寿命指标体系将使用户能更为主动合理地飞机结构的大修和使用寿命进行有效的控制。

1.1.3 飞机结构腐蚀/老化控制的基本要求

飞机结构腐蚀/老化控制要求作为结构完整性特别是耐久性要求的重要组成部分,在有关飞机结构的我国国家军用标准及美国军用规范(标准)中均有明确的阐述和规定。这些标准(规范)包括 GJB775.1—89《军用飞机结构完整性大纲 飞机要求》、GJB776—89《军用飞机损伤容限要求》、GJB2635—96《军用飞机腐蚀防护设计和控制要求 飞机结构》、MIL - A - 87221、MIL - HDBK - 1530B、MIL - STD - 1530C(USAF)、JSSG - 2006,《美国国防部联合使用规范指南》等以及我国最新国军标(GJB67.6A—2008)《飞机结构强度规范 重复载荷、耐久性与损伤容限》。综观上述标准(规范)中关于飞机结构腐蚀/老化控制要求的条文,飞机结构腐蚀/老化控制的基本要求可归纳为如下几点。

(1) 在使用和维护期间,机体的耐久性能力应足以抵抗疲劳开裂、腐蚀、热退化、脱层和磨损,使其不降低机体使用和维护能力,并对使用寿命、使用方法不造成有害的影响。

(2) 在规定的使用环境中工作,在指定的使用寿命和服役年限内,结构不应出现影响机体状态的腐蚀。

(3) 腐蚀防护体系对难以检查、修理、更换或过分增加用户经济负担的结构应在整个使用寿命期内有效,而对其他结构应在修理间隔期内有效。这里“有效”应指不因腐蚀防护体系失效而使结构产生不可经济修复的腐蚀损伤。

1.1.4 结构腐蚀/老化控制的重要性

为尽可能地避免或控制飞机结构的腐蚀/老化损伤,降低腐蚀/老化对结构使用寿命的影响,以保证飞机结构在规定的使用寿命(包含疲劳寿命与日历寿命——使用年限)中满足结构腐蚀/老化控制要求,必须全面、系统地采用行之有效的结构腐蚀/老化控制技术,在结构设计、使用和维护全过程中实施飞机结构的腐蚀/老化控制。这对飞机结构在使用寿命期内确保使用安全,提高战备出勤率和降低维修费用具有十分重要的意义。

1.1.5 结构日历延寿的重要性

如 1.1.2 节所述,飞机结构的使用寿命包括疲劳寿命和日历寿命,两者均包含首翻期、修理间隔和总寿命,并以“先达为准”的原则决定飞机结构的寿命,即飞机结构的寿命只要达到其中一个指标,则寿命终止。按这种方式进行寿命管理的飞机结构,若年飞行强度低,则会出现飞机使用年限达到预定日历寿命指标,而疲劳寿命远未达到预定疲劳寿命指标的情况,飞机结构存在很大的寿命裕度;即使飞机寿命达到预定疲劳寿命指标,由于定寿时飞机结构特性尚未完全挖掘,随着分析手段和分析精度的不断提高,以及先进寿命管理思想的贯彻,飞机结构的日历寿命还可进一步延长。

为了保障国防战备,在役飞机的数量必须达到一定规模。而先进飞机的研制和采购费用越来越昂贵,在有限的国防预算下,全面更新/替换在役飞机是不现实的。从而在飞机结构的战技术性能满足基本需要的前提下,考虑腐蚀/老化影响采取“日历延寿”措施延长飞机结构的使用寿命,它对提高飞机结构的经济性,降低飞机结构的寿命周期费用具有重要作用。

以美国为代表的航空发达国家指出,飞机结构在服役后要采取单机跟踪、单机监控和单机延寿,可见延寿在飞机结构完整性中的重要地位。目前,各航空大国均十分关注飞机结构的日历延寿问题,以美国空军(USAF)为例,提出了现役主力机种继续服役至 2020 年、部分机种甚至延寿至 2060 年的目标,大大地提高了飞机结构的经济性;与国外同类型的飞机结构相比,我国现役飞机结构外场出现的腐蚀/老化损伤也日益明显,为了保障国防战备,提高飞机结构的经济性,飞机结构的“日历延寿”势在必行。

1.2 结构腐蚀/老化控制的总体技术途径

结构腐蚀/老化控制贯穿飞机结构设计、验证、使用、维修全过程,其总体技术途径大致包括如下几部分。

(1) 在飞机结构设计中,采用先进的抗腐蚀/老化与防腐蚀/老化设计措施,提高结构的抗腐蚀/老化与防腐蚀能力,避免或降低环境对结构失效的影响。

① 根据结构形式与特点进行抗腐蚀设计,尽可能地减少腐蚀源,改善局部环境,提高结构的抗腐蚀/老化能力。

② 针对结构的材料类型和所处环境因素,选取有效的防护体系。

(2) 编制飞机使用环境谱、关键部位局部环境谱及其加速试验环境谱,确定当量加速关系。

① 依据气象部门、环保部门的数据积累和必要的环境数据实测,编制飞机使用地域的地面环境谱和飞行中的空中环境谱。

② 在分析各关键部位(疲劳关键部位与腐蚀关键部位)局部环境与外界环境关系和考虑局部环境的特定腐蚀因素的基础上,编制关键部位局部环境谱。

③ 编制适用于各类关键部位(疲劳关键部位、外露腐蚀关键部位和内部结构腐蚀关键部位等)的加速试验环境谱,并针对各关键部位的局部环境,建立关键部位加速试验环境谱与使用年限间的当量加速关系。

(3) 进行所设计结构腐蚀/老化耐久性的评定与验证,判断其在使用载荷/环境下能否达到使用寿命与年限的研制要求,并指导对应的结构设计更改。

① 评定与验证疲劳关键件(部位)在预腐蚀条件下的疲劳寿命。

a. 通过模拟试件的加速环境谱下预腐蚀试验和预腐蚀后的谱载疲劳试验,建立地面停放腐蚀修正系数—使用年限关系曲线($C-T$ 曲线)。

b. 通过模拟试件在组成空中谱的各单一介质下谱载腐蚀疲劳试验,测定腐蚀疲劳影响系数,采用百分比加权组合法综合各单一介质的影响系数,确定空中腐蚀疲劳影响系数。

c. 采用腐蚀条件下结构疲劳分析方法和耐久性分析方法计算指定使用要求对应的腐蚀条件下结构疲劳寿命。

d. 综合考虑地面停放预腐蚀和空中腐蚀疲劳的影响,以一般环境下疲劳寿命为基础,采用“腐蚀条件下结构疲劳寿命评定方法”评定指定使用要求对应的腐蚀条件下结构疲劳寿命。

② 评定与验证金属结构腐蚀关键部位的日历寿命。通过模拟试件在对应的加速试验环境谱下的加速腐蚀试验与分析,评定其防护体系能否满足对难以检查和经济修理的结构在指定日历总寿命(总使用年限)内不失效,对大修时可检修结构在指定大修间隔时间内不产生不可修复的腐蚀损伤。

③ 对非金属材料结构,通过模拟试件在对应的加速试验环境谱下的加速老化试验,评定其抗老化品质,判断其是否满足在指定使用年限内不产生危及安全或功能失效的损伤。

(4) 制定结构的腐蚀/老化维修大纲、外场和大修时的腐蚀/老化防护和修理方法,实施使用过程中的腐蚀/老化控制。

为实现腐蚀/老化控制的技术途径,必须建立科学合理、全面系统、工程可行的腐蚀/老化控制技术,包括结构抗腐蚀设计技术,腐蚀防护体系(涂层等)的优化与选取技术,环境谱编制技术,加速环境谱与加速腐蚀试验技术,非金属材料抗老化品质评定技术,腐蚀条件下结构疲劳、耐久性分析与疲劳寿命评定技术以及腐蚀防护与腐蚀损伤修理技术等。

1.3 飞机结构日历延寿的技术途径

(1) 以单机为对象,主要针对单机关键件进行。

(2) 结构日历延寿的一般步骤如下:

① 检查。对全机进行检查,明确关键件,确定关键件的损伤状态。

② 分析疲劳寿命能否达到预期日历延寿目标。考虑腐蚀条件的影响,分析结构的疲劳损伤和剩余寿命,选取延寿措施,进行延寿。

③ 分析日历寿命能否达到预期日历延寿目标。针对关键件的损伤状态,制定维护修理措施,确定可延日历寿命。

④ 综合关键件的日历延寿结论,给出全机日历延寿结论。

1.4 本书包括的主要内容

(1) 为适应新机研制和在役飞机日历延寿的需求,提高我国飞机腐蚀/老化控制技术水平,在飞机结构强度技术相关专题对腐蚀/老化控制技术,钛合金防腐设计,腐蚀/老化对复合材料强度影响以及日历延寿技术进行了较为全面深入的研究,取得了丰硕的研究成果。本书将相关研究的主要成果集成起来,较为详尽地加以阐述,力图在所涉及的技术方面能为新机研制和在役飞机日历延寿提供切实可用的先进技术成果。

(2) 本书主要包括如下内容:

① 战斗机结构腐蚀/老化控制与准则要求。

② 飞机的使用环境谱。

③ 战斗机结构腐蚀/老化失效模式。

④ 金属结构与涂层加速腐蚀试验。

⑤ 铝合金结构涂层优选与改进。

⑥ 结构透明件(有机玻璃)抗老化控制与评定。

⑦ 环境腐蚀对钛合金典型结构件(焊接件和异金属连接件)的影响研究。

⑧ 复合材料老化效应与控制。

⑨ 腐蚀防护与腐蚀损伤修理技术。

⑩ 飞机结构日历延寿技术。

第2章 战斗机结构腐蚀/老化 控制准则与要求

2.1 结构腐蚀/老化控制总体要求

结构腐蚀/老化控制是机体结构耐久性和损伤容限设计及完整性要求的重要组成部分。目前, GJB775.1—89《军用飞机结构完整性大纲 飞机要求》(简称完整性大纲)规定了实现结构完整性的全部要求,提出军用飞机结构完整性设计应满足耐久性和损伤容限设计要求,即:使机体结构的腐蚀、开裂(包括应力腐蚀、腐蚀疲劳及氢致开裂)、脱层、磨损、热退化及外来物损伤等减至最小;在使用载荷/环境谱作用下的经济寿命应大于使用寿命;在使用寿命期内不应发生不可接受的功能降低或维修费用过高的问题。

GJB775.1—89 和 GJB776—89《军用飞机损伤容限要求》中,提出了新型飞机设计和旧飞机连续适航的损伤容限要求。最新国军标(GJB67.6A—2008)《军用飞机结构强度规范 重复载荷、耐久性和损伤容限》关于“腐蚀防护与控制”指出“在使用寿命和服役年限期间不应出现影响机体战备状态的腐蚀损伤(包括腐蚀坑、应力腐蚀裂纹、剥蚀等)”。美国空军对各类飞机结构损伤类型和出现频次的调查表明,开裂和腐蚀是各类损伤中居第一、第二位的主要损伤形式。美国军用标准(MIL-A-87221)《飞机结构通用规范》提出:机体在经受预期的使用载荷/环境下必须有足够耐久性,即在使用和维护期间,足以抵抗裂纹、腐蚀、热退化、脱层和磨损。

在美国军用标准 MIL-HDBK-1530B《飞机结构完整性大纲通用指南》中,在“耐久性/损伤容限设计准则”一节中强调了“腐蚀防护和控制”的重要性,在其条文中指出:“腐蚀防护和控制的目的是控制与腐蚀有关的维护费用,并保证不引起飞行安全/结构完整性的问题;同时也为研制和实施耐久性与损伤容限控制程序及机队管理程序提供主要技术依据”。美国最新军用标准 MIL-STD-1530C(USAF)《飞机结构完整性大纲》中,在“腐蚀防护与控制大纲(CPCP)”一节中指出“在耐久性和损伤容限控制程序和部队管理程序的研制和实施中腐蚀防护应是一个主要考虑的内容”,“应与设计使用寿命相协调,并应确定系统研制和验证及生产和使用各阶段的腐蚀防护和控制要求以

及相关考虑”。

在美国 JSSG-2006《美国国际部联合使用规范指南 飞机结构》中更明确规定了腐蚀防护和控制设计的总要求、设计参数和设计方法,并给出了相应技术标准名称和代号。

腐蚀/老化控制准则与要求的主要条款同时也反映在英国国防部的 DEF STAN 00-970、法国的 AIR7251、美国的 SD-24(用于海军飞机)、MIL-STD-1568/1587(用于空军飞机)、ADS-13 和 DARCOM-R-702-24(用于陆军飞机)等腐蚀控制标准规范中。

综上所述,对于机体结构必须采取腐蚀控制设计技术,选用的腐蚀防护措施与腐蚀修理措施应在适当规定的期限内有效。

2.2 结构腐蚀/老化控制准则

在美国军用标准 MIL-HDBK-1530B 中指出,腐蚀防护与控制设计准则包含在与结构耐久性和损伤容限设计准则中,即:

- (1) 允许使用中常规检查。
- (2) 因漏检的裂纹、缺陷和其他损伤的扩展而造成飞机失事的概率减至最小。
- (3) 使开裂、腐蚀、剥离、磨损和外来物损害的影响减至最小。

在美国 JSSG-2006 中规定的腐蚀防护和控制设计准则为:机体结构在规定的使用寿命期内不应要求作任何检查,其表面防护还应满足以下附加要求:

- (1) 难以检查、修理、更换或过分增加用户经济负担的结构,在机体的使用寿命期内保持有效。
- (2) 对其他结构在规定的时间内保持有效。这些规定的时间间隔为使用寿命的一个百分比值,并与机体外场检查维修间隔相当。

2.3 结构腐蚀/老化控制程序

2.3.1 确定腐蚀控制目标

根据作战飞机(战斗机)的战术技术(指标)要求,确定战斗机结构在使用载荷/环境谱作用下的使用寿命和经济寿命或服役日历年限(日历寿命),而且要保证经济寿命大于使用寿命。

对于难以检查、修理/更换或修理/更换不经济的结构,采取的腐蚀防护与控

制措施应在机体结构使用寿命期内有效;对于其他结构,腐蚀防护与控制措施应在恰当规定的期限(如设计目标寿命的一个百分比值,或相当于定期的机体检查或更换部件的期限)内有效。

2.3.2 制订腐蚀防护与控制计划

该计划应由承包方在方案论证阶段制订,并作为投标文件的一部分交订购方审批认可,其内容应包括:

- (1) 腐蚀防护与控制的目标与要求。
- (2) 战斗机设计、制造、使用和维护各阶段的工作内容、程序和组织。
- (3) 实现腐蚀防护与控制的措施/方法。
- (4) 提供材料选择、表面防护、结构抗腐蚀设计细则、寿命评估数据和使用维护修理等的支持性文件。

2.3.3 飞机研制各阶段腐蚀控制工作

飞机结构腐蚀控制工作是一项系统工程,必须贯穿于飞机的全寿命期内,包括方案论证、工程设计、生产制造和使用维护等各阶段,并在研制初期就建立系统而严谨的方法程序用以实施腐蚀防护与控制工作。

2.3.3.1 方案论证阶段

- (1) 制订“腐蚀防护与控制计划”,其内容应符合 2.3.2 节的规定。
- (2) 成立腐蚀防护与控制咨询委员会(CPAB),负责审查全部腐蚀控制文件,监督其实施。
- (3) 建立腐蚀控制质量管理体系,负责工程设计、生产制造中的全面质量管理。
- (4) 编制“腐蚀控制设计指南”类指导性文件,确定腐蚀控制标准体系。
- (5) 培训设计、制造等方面的工程技术人员。

2.3.3.2 工程设计阶段

- (1) 制订“材料限用要求”、“表面防护设计要求”、“结构/细节抗腐蚀设计细则”等文件。
- (2) 进行腐蚀控制关键部位/构件研制试验与分析评估。
- (3) 设计图纸及相应的技术文件要反映所有的腐蚀控制要求,应规定由材料和工艺人员对设计图纸及相应的技术文件进行审查和会签的程序。
- (4) 编制“腐蚀防护和控制初始维修大纲”。

2.3.3.3 生产制造阶段

- (1) 制定“生产制造中的腐蚀控制要求”(包括工艺要求、“采购件与外协件

的腐蚀控制要求”等文件)。

(2) 培训生产和采购人员。

2.3.3.4 使用维护阶段

(1) 编制“以可靠性为中心的维修大纲”和“腐蚀预防和修理手册”。

(2) 建立腐蚀预防和控制反馈系统与腐蚀关键部位监控系统。

(3) 培训使用维护人员。

2.4 结构腐蚀/老化控制要求

2.4.1 使用环境/环境谱

应根据新研战斗机战术技术要求和任务剖面,分析与确定机体结构/细节预期经历的使用环境/环境谱及其对飞机腐蚀效应的影响。包括化学、热和气候环境,并分为地面环境、空中环境、人为环境、使用环境和维护环境。

腐蚀环境确定的基本原则与方法如下。

(1) 可通过以下方法获取可靠的环境数据:

① 规范、标准和其他有关资料。

② 调研和统计分析。

③ 飞行实测或其他试验。

(2) 对获取的环境数据进行统计分析,包括分析结构/细节/材料对环境的腐蚀、应力腐蚀、腐蚀疲劳等的敏感性,并考虑腐蚀环境、热应力和机械应力的相互影响。

(3) 应根据飞机的设计用途,确定对结构/细节耐久性有较大影响的环境条件(包括环境强度、持续时间和频率等)。

(4) 环境条件设计要求和试验要求可进行剪裁、加重/加速,但应能再现飞机在整个使用寿命期内的腐蚀效应。

2.4.2 载荷/应力及载荷/应力/环境谱

应根据新研战斗机的设计使用寿命和典型任务剖面,分析并确定作用在机体结构/细节上的各种载荷/应力的量值和分布以及载荷引起的变形,并适当地控制应力与变形;应综合考虑所有重要重复载荷源、化学、热和气候环境、载荷与环境的相互作用以及二者恰当的叠加方式,编制机体结构/细节在停放和空中飞行的载荷/应力/环境设计谱,经分析评估给出腐蚀环境下的使用寿命/日历寿命以及检修周期。设计谱应尽量接近机队预计的实际使用情况,诸如机队地理位

置、飞行员技术等因素。

2.4.3 材料选择

由于钛合金和复合材料在现役先进战斗机和未来战斗机的使用比重增加,所以应有针对性地对这两种材料研究其限用要求。

2.4.3.1 金属材料选用原则

(1) 在满足力学、工艺和结构设计与经济性要求的前提下,综合考虑材料的 K_{IC} 、 K_{ISCC} 、 σ_{SCC-th} 与环境下的裂纹扩展性能,优先选用耐蚀性好的材料。

(2) 应尽可能选用经使用经验或试验证明具有良好抗腐蚀性能的材料。

(3) 应按最佳材料—环境体系选择合适的材料及热处理状态。

(4) 易腐蚀和(或)不易维护的部位应选择耐蚀性良好的合金。

(5) 异种金属接触时,应参照 GJB1720,尽可能选用电位相近的材料,否则应按 GJB1720 进行防护,可频繁拆卸的构件和实际上无法密封的构件应选用电位相似的材料。

(6) 原则上各种金属材料不允许呈裸露状态使用。

(7) 推荐使用钛合金、铝锂合金。

(8) 选用材料/工艺的资料可参考 MIL - STD - 1568、MIL - STD - 1587、SD - 24、MIL - HDBK - 5、MIL - HDBK - 17 和 MIL - HDBK - 23 以及 CAMH - 2 (中国航空材料手册)。

2.4.3.2 钛合金材料限用要求

(1) 钛合金制品不能镀镉或镀银,在高温 932℃ (500°F)、高应力(82% 限制应力)或无隔离层(如环氧底漆)情况下不允许与镀镉或镀银的零件、工具等接触。

(2) 轧制、挤压、热处理和高温成形后的钛合金板材、棒材、锻件、铸件和挤压件,应百分之百地进行机械加工、化学铣切或酸洗,以全面去除污染层/污染物。钛合金板材和镀钛件可参考 MIL - T - 9046、棒材和锻件可参考 MIL - T - 9047/MIL - F - 83142、挤压件可参考 MIL - T - 81556;

(3) 应避免与含氯的介质接触;不应在温度高于 120°C 时可能有某些液体(如磷酸酯 Skydrol 类液压用液体)溢出的部位使用;在低温下应避免与液态氧、气态氧接触;

(4) 钛合金对磨蚀有较高的敏感性,结构设计应进行试验确定磨蚀是否存在,应尽可能采用磨蚀损伤最小的结构方案,表面应进行阳极化处理以提高耐腐

蚀性并防止擦伤；

(5) 钛合金使用应避免腐蚀和由腐蚀引起的疲劳寿命降低。

2.4.3.3 非金属材料选用原则

(1) 材料应具有良好的抗降解、老化、疲劳性能和耐湿热、盐雾、霉菌腐蚀性能。

(2) 与金属材料接触时应具有相容性,即不会引起金属材料腐蚀。否则,应按 GJB1720 异种金属要求进行表面防护。不同非金属之间也应具有相容性。

(3) 材料逸出/挥发的成分应不会引起周围金属构件及防护层腐蚀。

(4) 应考虑材料的吸水性和透水性造成的腐蚀影响。

(5) 新研战斗机上推荐使用复合材料。

2.4.3.4 复合材料选用要求

复合材料构件设计时,除应满足系统、功能、使用寿命、维修性等方面的一般要求外,还应着重考虑以下腐蚀/老化预防和控制要求。

(1) 满足构件抵抗诸如潮湿空气、盐雾、微生物、高低温、紫外线等使用环境腐蚀(老化)要求。

(2) 在选择与碳纤维复合材料相配合的金属材料时,应优先选用与之相容的钛合金、耐蚀钢或镍合金等,避免使用可拆卸的碳纤维复合材料舱门/壁板连接到铝合金构件上,特别不应连接到上表面;选用其他非相容金属材料时,必须采取相应的腐蚀防护措施,可利用涂层/密封层和/或隔离材料(如玻璃纤维布)。

(3) 使用复合材料的雷达罩以及机翼与尾翼的前缘区等易受雨蚀的部位,必须采取防雨蚀措施。

(4) 正确选择紧固件及装配工艺。

(5) 有导电要求的部位应由搭接线保证,不能通过金属、复合材料的直接接触或紧固件来实现。

(6) 复合材料特性应由材料手册(如 MIL - HDBK - 17)得到,与使用环境有关的特点和数据可参考 MIL - P - 9400、MIL - T - 29586 和 MIL - STD - 1587 的附属条款得到。

(7) 复合材料的使用温度范围应包括整个寿命期内的温度范围,包括 -54℃ 低温、局部热源和高速战斗机的气动加热产生的高温。

(8) 复合材料的使用湿度范围可表述为由于吸湿而增加的重量百分比。

2.4.3.5 有机玻璃材料选用要求

飞机结构透明件使用材料主要为有机玻璃。有机玻璃材料限用要求如下。

(1) 应按使用要求和环境条件进行必要的抗老化性能试验。

(2) 在生产制造和使用维护中,严格禁止接触对其有侵蚀作用的溶剂(如乙酸乙酯、环乙酮、二甲苯等)。

(3) 层压玻璃应参考 MIL - G - 25871 要求,防弹玻璃应参考 MIL - G - 5485 要求。

2.4.4 防护体系

2.4.4.1 防护体系选用原则

(1) 应将环境—基体材料—防护体系视为一体,综合考虑结构/细节的材料与具体环境,选择最佳的防护体系,对处于恶劣环境中的结构/细节应采用重防体系;

(2) 所有暴露于外部环境中的内表面以及经常处于腐蚀环境中的内表面,应视为外表面,并按外表面要求进行防护;

(3) 涂镀层应具有优良的性能(包括与基体材料的适应性),满足结构/细节工作环境的要求,工艺技术可行,费用经济;

(4) 镀覆层和化学覆盖层的选择应符合 GJB/Z594A 的规定,否则应通过试验确定与评定;

(5) 所有选择的有机、无机防护体系都应符合环境保护条例/法规。表面处理的基准方法参考 MIL - STD - 1568、MIL - S - 5002、MIL - F - 7179、MIL - M - 25047。

2.4.4.2 金属覆盖层与化学覆盖层选择原则

应根据结构/细节工作环境和材料特性、结构/形状与公差配合要求、热处理状态、加工工艺与连接方法等,按 GJB/Z594A 的规定选择。

带有螺纹连接、压合、搭接、铆接、点焊、单面焊等的组件,原则上不允许在溶液中镀覆。

2.4.4.3 表面涂层选择原则

应根据工作环境,综合考虑涂层与基体的附着力、涂层的耐蚀性能、耐大气老化性能与耐湿热、盐雾、霉菌性能以及涂层系统各层之间的配套性和工艺性等,选择表面涂层及厚度与施工工艺。

最好参考已有成功使用经验的涂装系统实例和更先进的新型有机涂料的特性,选择/设计更为先进的涂装系统和厚度匹配。

2.4.4.4 表面强化处理

(1) 超高强度钢的表面,在机械加工和热处理后应按 HB/Z26 的规定进行喷丸处理或用其他方法使其表面处于压应力状态。

(2) 表面电镀 Cr、Ni、Ni + Cd、Cd + Ti 等的各种承载高强度或超高强度钢零件在电镀前需进行喷丸处理。

(3) 各种焊接件的焊缝及承载时易发生断裂的部位(如刚度突变、内外圆角、键槽、内花键等应力集中处)应进行喷丸强化。

(4) 喷丸强化后的零件不允许进行机械加工或机械方法校形。若因装配需要对喷丸表面进行加工或锉修,其加工量应符合 HB/Z26 的要求。

(5) 重要的连接件可采用高频淬火等表面相变硬化热处理或渗氮、渗碳等表面化学热处理。高频淬火前一般应进行预备热处理,结构钢常采用调质处理或正火处理。

2.4.5 防腐蚀密封

防腐蚀密封设计,是结构/细节抗腐蚀设计中的重要内容,密封能有效地阻止湿气、水分及其他腐蚀介质进入和聚集。密封应与排水、通风、表面防护及结构细节设计有机结合,使飞机结构能有效抵抗与预防腐蚀。

2.4.5.1 防腐蚀密封设计一般要求

(1) 根据密封部位的结构特点和防护要求以及可能遭遇的腐蚀环境和腐蚀类型,正确选用密封效果最佳的密封材料和密封类型。

(2) 结构的基本密封形式可分为缝内(接合面)密封、缝外(填角)密封、表面密封、空洞、嵌缝和堆胶密封、紧固件密封、注射密封和混合密封等。应根据不同的密封形式应选用适当类型的密封剂。

(3) 密封剂根据其使用状态一般分为硫化型密封剂和非硫化型密封剂;根据它的化学成分可分为聚硫密封剂、硅密封剂、氟硅密封剂、聚氨酯密封剂和环氧树脂密封剂 5 类。

(4) 正确定位密封面和密封部位,使密封缝在载荷下引起的相对变形量较小,或使变形有利于结构密封。

(5) 被密封零件应有相近的刚度,把破坏密封的挠曲限制到最小。

(6) 应将结构需密封的零件数限制到最少,减少泄漏通路。

(7) 结构密封区域应具有良好的可达性、可见性,以便实施密封、检查和维修。

(8) 密封结构间隙或间隔尺寸应恰当,保证密封材料涂施的适宜面积,并能使密封材料粘接可靠。

(9) 应有适合的边缘条件,避免将齐平或凹陷的边缘留作密封。

(10) 在满足密封要求情况下,尽量缩短密封长度,减少密封材料用量。

(11) 带电连接处或电磁干扰强的部位应该密封以避免湿气侵蚀。

(12) 外部的所有裂缝和外表面的接触面都应用密封剂填充或密封。

2.4.5.2 密封施工及工艺要求

1) 密封表面准备

(1) 除非底漆与密封剂相容,其他底漆应从涂密封剂的部位清除。

(2) 已有漆层的密封面,采用粘接促进剂涂敷以提高粘接稳定性,在 24h 内涂密封剂并装配。

(3) 实施密封之前,应用清洗剂对结构表面进行清洁处理。

(4) 已污染的表面,首先采用常规清洗,再用适宜的底胶或表面粘接促进剂打底后 24h 内涂密封剂并装配。

2) 密封表面的清洗、检验与保护

(1) 用湿擦布清洗结构表面时,应顺一个方向揩擦,同时用新更换的干擦布沿同一方向擦除已溶解污物的清洗剂。

(2) 要求清洗宽度的两侧各宽出涂密封剂的宽度 10mm 以上。

(3) 待密封的孔洞、下陷和细小部位,应用专用清洁条参考相应规定进行清洗。

(4) 用清洗液湿润的洁白纱布,擦拭待清洁表面,检查待密封表面清洁质量,必要时可用水膜检验。

(5) 待密封表面清洁后应在清洗后 20min ~ 1h 内涂密封剂,否则应有表面保护措施,但不得超过 24h,否则应按上述方法重新清洗。

3) 施工人员资格评审

飞机结构密封人员必须经过专业训练,有高度责任心,这些人员应具备以下条件。

(1) 熟悉密封材料的特性和技术图纸规定的密封部位的密封要求。

(2) 密工艺程序和密封操作规范。

(3) 掌握密封质量检验、排查方法和技术安全基本知识。

2.4.6 典型机械紧固连接件设计

2.4.6.1 紧固件/连接件选择

紧固件/连接件的选择应符合 GJB2635—96、HB7671—2000 规定。

(1) 尽量选用抗腐蚀性好、抗应力腐蚀和抗氢脆的标准紧固件。紧固件与被连接件的材料应尽量相同或电位相近。

(2) 铆接件应避免发生异种金属腐蚀,如钛合金结构应选用钛合金铆钉。

(3) 复合材料结构连接用铆钉,应优先选用钛合金环槽铆钉等。特别需用

铝铆钉时,必须湿装配,并采取严格的防电偶腐蚀措施。

2.4.6.2 紧固件/连接件安装

(1) 所有的非铝紧固件和穿过外蒙皮的紧固件应用密封剂(如 HM-105A)湿态安装;禁止将钢紧固件直接装于铝件螺纹孔内。

(2) 所有进入油箱区的紧固件应采取特殊的密封措施,以防漏油。例如:连接长桁、下壁板的紧固件,用 XM-22B 密封剂作接合面密封、填角密封,并湿态安装。

(3) 销轴连接件的主结构中的销钉接头应有衬套和润滑装置。衬套安装时,应用湿底漆或涂覆适当的密封剂。

(4) 对切削或铰平了的铝制紧固件端头进行化学处理并涂漆;在槽、内腔的紧固件安装后应用防腐蚀油膏填满槽、内腔。

(5) 对于静强度要求较高的铆接部位,应选用交错排列形式;对疲劳强度要求较高的部位,应选用平行排列形式。避免铆钉承受拉力,并尽量在连接处对称布置。

(6) 应合理选择连接结构设计参数,如铆钉/螺栓直径、间距、边距、连接件厚度、干涉量等。

(7) 封闭、不开敞、经常拆卸处的螺栓连接,应选择螺栓和托板螺母连接(托板螺母连接)形式,在不同材料组合的结构中,螺栓头和螺母应用密封剂密封,以防腐蚀介质渗入孔隙内。

(8) 当被连接件厚度足够时,应尽量采用干涉螺接。但应注意干涉量,使干涉应力低于结构材料的应力腐蚀门槛值。

(9) 应根据结构材料及其工作环境等选取合适的表面防护体系。例如,连接螺栓伸出螺母部分应涂底漆;铝合金结构或铝—钢混合结构中使用钢螺栓连接时,应涂底漆或密封剂湿装配,配合精度较高的可涂润滑脂或润滑油安装。

2.4.7 异种金属连接件设计

2.4.7.1 材料选择与结构设计

(1) 应尽量选用同种金属或电位差小的异种金属(包括镀层)。

(2) 关键零件应选用阴极性材料制造,特别是零件面积较小时。

(3) 异种金属连接件应设计成阳极性面积大于阴极性面积,面积小的紧固件应选用与被连接材料相容的或惰性较大(阴极性)的金属材料。

(4) 选择与碳纤维复合材料相配合的金属材料时,应优先选用钛合金、耐蚀

钢或镍合金等,或选用其他同类金属。

2.4.7.2 腐蚀防护措施选择

当两种金属不允许直接接触而结构上必须选用时,应根据使用条件、设计要求、导电要求、维护方便、费用较低等原则,采取相应的腐蚀防护措施。例如,选用与两种金属都允许接触的金属或镀层进行调整过渡。

2.4.8 电搭接细节设计

(1) 搭接及紧固件的材料应与构件材料电相容。

(2) 搭接位置要便于检修,避免受雨水、盐雾、湿气等浸蚀,且要避免在重要和关键零件及构件高应力区安装搭接。

(3) 搭接安装前需打磨构件接触面,打磨后安装并涂漆。但有金属镀层的构件表面不必打磨,只需涂油。

(4) 安装搭接的紧固件及孔不得涂漆、涂油和密封剂。安装后可对搭接部位进行全密封。

(5) 在被保护一侧,用同种材料制作搭接连接接头,与构件相连。

2.4.9 制造过程中的腐蚀控制

(1) 入厂金属原材料应进行腐蚀检查,合格后经防锈包装分类入库。

(2) 所选用的新工艺(更改工艺)应有试验数据,足以证明该工艺对材料耐腐蚀性无不良影响。

(3) 所采用的加工工艺,包括锻造、铸造、机械加工、化学铣切、热处理、表面处理、焊接、装配等,应提高而不是降低零件与材质的综合性能,包括耐腐蚀性能。

(4) 加工过程不应有划伤、腐蚀损伤,不应残留腐蚀介质。

(5) 原材料从进厂到制成产品出厂,应经各种工艺处理后提高零件材质的综合性能,至少不应损伤固有的耐腐蚀性能。

2.4.10 通风、排水、维修性设计

(1) 应设置必要的舱门/口盖,以便打开后通风与迅速排除机内湿气;机体结构/细节应避免封闭的内腔,以防湿气的聚集与凝露。

(2) 所有设计应包括防水防冷凝措施,以及对其他不希望的液体侵入和聚积的防护措施;所有金属构件应尽可能敞开以允许检查、排水和清洗;应设计适当的排水系统和排水装置,以利于飞行/停放时将液体及其他有害物排出机外。

(3) 机体结构/细节避免采用沟槽、缝隙等形式,否则应采用适当的密封措施阻止介质的进入;不应存在不规则的粗糙表面,内外几何形状(包括外形和安装位置)应防止湿气及其他有害介质存留。

(4) 结构/细节维修性设计要求是可达、可检、可修、使用维护简易与安全、维修工作量/费用最低。

2.4.11 腐蚀试验

(1) 腐蚀试验分为研制试验和验证试验两类。环境与载荷(应力)交互作用下的腐蚀试验,主要包括应力腐蚀、腐蚀疲劳、氢脆等方面的试验。腐蚀试验应根据试验目的、要求和相关试验标准,正确选择试验方法、合理设计试验件(包括材料、结构形式、几何尺寸、表面防护系统等选择)、确定试验的腐蚀环境和载荷条件及其施加与监控方法、试验与检测内容、试验程序、试验结果分析方法等。

(2) 研制试验要由一系列的典型样件、实体元件和组合件试验组成。通过典型样件试验取得材料和工艺性能数据;通过实体元件和组合件试验获得结构细节损伤对构型、几何尺寸、环境要素和载荷条件等敏感性效应。

实验室条件下的环境试验可通过加速试验完成,但要保证与真实环境对材料/结构的腐蚀损伤效应相同。

(3) 结构/材料腐蚀试验数据主要包括腐蚀环境下的静力学性能、疲劳强度参数、断裂韧性参数、寿命特征参数等试验的观测值。这些试验数据,既有较大的分散性,又服从于某种分布规律,可采用概率统计分析方法处理。腐蚀环境下结构细节疲劳额定值 DFR 的试验数据处理,应参考相关文献规定的方法完成。

(4) 加速腐蚀试验环境谱,应包含局部环境谱中的环境要素,并将其加重,保证构件或结构细节产生与实际局部环境谱下相同的腐蚀损伤形式与腐蚀程度的同时,所历经的时间大大缩短;加速腐蚀试验谱与局部环境谱之间当量关系的建立,应以腐蚀损伤程度相当或腐蚀损伤寿命相当为准则。

2.4.12 使用维护和腐蚀损伤检测与修理

(1) 保持机体内外表面洁净和防护涂层完好。

(2) 确保飞机结构中不残留腐蚀产物。

(3) 防止雨水流入机内并及时排除机内积水。

(4) 使用维护和腐蚀修理不应引起二次腐蚀。同时,去除裂纹时不应引起腐蚀,腐蚀修理时不应引发裂纹。

参考文献

- [1] 刘祖铭. 舰载飞机腐蚀控制适用性标准简介. 中国航空工业总公司科技局, 1995.
- [2] 曹定国. 舰载飞机腐蚀控制设计指南. 中国航空工业总公司科技局, 1995.
- [3] 吴有金, 等. $\times \times$ 飞机结构细节抗腐蚀设计要求[R]. 中国 $\times \times$ 科技报告 40109020101 - 19. 中国航空工业第六零五研究所, 2004.
- [4] 李金桂. 军用飞机腐蚀控制设计细则. 中国航空工业总公司第六二一研究所, 1995.
- [5] 李金桂, 肖定全. 现代表面工程设计手册[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- [6] 肖益军, 等. $\times \times$ 飞机结构防腐蚀密封通用设计准则[R]. 中国 $\times \times$ 科技报告 40109020101 - 21. 中国航空工业第六零五研究所, 2004.
- [7] 蒋祖国. 飞机结构腐蚀疲劳[M]. 北京: 航空工业出版社, 1992.
- [8] 中国特种飞行器研究所. 海军飞机结构腐蚀控制设计指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.

第3章 飞机的使用环境谱

3.1 地面环境谱编制技术

3.1.1 概述

飞机服役过程中遭受气候、化学、热环境的浸蚀,环境因素作用的时间历程即为环境谱。停放环境谱是指飞机在停放期间所经受的腐蚀/老化环境—时间历程,它应包括停放环境中对结构产生腐蚀/老化的各种环境因素,各种因素的强度、持续时间、发生频率以及它们的组合。根据停放地点和环境不同,停放环境谱通常可分为地面停放环境谱和舰上停放环境谱,这两种环境谱编制方法基本相同,在本章仅介绍地面停放环境谱编制技术。

我国军用飞机在服役日历寿命期内空中执行任务时间所占比例很小,90%以上时间处于地面停放状态。地面环境的影响是飞机结构腐蚀/老化的主要原因,飞机的日历寿命也主要受地面停飞环境的影响。因此,军用飞机使用环境谱主要是指地面停放环境谱,即一种在停机载荷下,飞机结构经受环境介质作用的状态。编制地面环境谱是研究飞机结构腐蚀/老化的关键。

3.1.2 影响飞机的环境因素和环境特点

编制环境谱首先应确定环境因素。影响飞机腐蚀/老化的环境因素,主要有气候环境因素和化学环境因素。气候环境因素主要有:温度、湿度、压力、太阳辐射、降水、风、雾、盐、固体沉降物及臭氧等。主要的化学环境因素为二氧化硫、酸雨、海水及盐雾。飞机在地面停放时上述环境因素形成的飞机地面环境的特点如下。

(1) 飞机地面停放的环境参数是多元随机变量,这意味着影响每一环境强度的因素不是单一的,而是多个的,并且环境强度和多个自变量之间不是确定性的函数关系,而是概率关系,需要用数理统计方法来处理。

无论是气候环境,还是化学环境,影响环境强度的因素主要有地区、时间(季节、月、日、时)等,例如不同地区的温度、湿度在同一时刻千差万别,同一地区在不同季节、不同月份及同一天的不同时刻也有很大差别。

又如,沿海地区盐雾含量比内地大得多,城市和工厂区大气中污染物质含量比农村大得多。很显然,环境强度随地区、时间变化都是随机的。

(2) 外界自然环境参数是宏观统计量,这里所说的宏观统计量,是指自变量的变化范围大,并且和自变量的整个范围相比,环境强度(即因变量)的变化在自变量某一个很小的局部范围内不敏感。调研或实测结果是针对某一个小的局部范围,这些小范围的结果经统计分析后用于描述在整个大范围内环境强度的变化,这当然是很难准确办到的。例如,调研或实测所得到的温度都是在特定地点和特定时刻的数据。但我们所要统计的都是温度随较大地区(如温湿区、干冷区、温和区),较长的时间(如年、月、日、时)变化,这是难以准确描述的。

因此,在确定环境强度时,要考虑影响环境强度的所有主要因素,并利用统计分析方法去找出彼此之间的变化规律。

3.1.3 飞机结构环境谱的编谱原则

在编制环境谱时应根据环境的性质和特点及对结构影响的敏感度,考虑分析和试验验证的可能性,而采用不同的编谱原则。在编制环境谱时都应遵循下述基本原则。

1) 按典型地区编制环境谱

在军用飞机设计过程中,不可能专门针对某些地区和航线进行专门设计,也不可能明确每架飞机将来使用的地点和航线。从而,编制环境谱时建议以气候为主划分环境地域。化学环境因素中的盐雾也可按地域划分,工业污染所致的酸雨和 SO_2 理应按城市工业区与乡村来划分。但这样就无法划分,况且一些化学环境因素往往与气候环境有直接关系,因此,可以认为以气候为主按地域划分环境区也适用于化学环境因素。

由于我国幅员辽阔,气候千差万别。根据典型的地域气候特点,综合结构腐蚀、老化等各方面的需要,目前一般将我国分成 5 个区(见 3.2 节)。按所划区域,对环境数据进行统计分析,给出在一定置信度要求下的环境谱为地区统计分析谱。

因为各地对飞机的使用不均衡,可按飞机在各地的使用情况进行加权处理,这样得出的环境谱是加权平均谱。

2) 用“月”作环境强度的计量时间

在编制飞机结构地面环境谱时,用“月”作为环境强度的计量时间,即环境谱采用月谱方式描述。温度谱给出每个月的最低与最高温度,湿度谱给出每个

所列：

表 3-1 北方沿海地区的温湿谱(h)

温度/℃	湿 度		
	70%	80%	90%
20	129.1	279.6	360.7
25	109.8	320.6	359.3
30	1.3	97.3	19.4
35	1.3	0.7	0.0

有了这样的当量环境谱,就为加速试验谱的编制和当量关系的建立打下了基础。

自然环境谱中化学环境谱的编制主要考虑二氧化硫、酸雨、海水及盐雾等主要化学环境因素。

表 3-2 列出了我国典型地区及典型地点的 SO₂ 值。民航机场一般离城 20km~30km,军用机场更远,前者取城市浓度的 70%,后者取 50%。SO₂ 的日变化,早晚 6h 高值,系数 1.8;中午 6h,取 0.2,其余取 1.0。SO₂ 的季变化明显,以年日均值为 1,冬、春、夏、秋各按 1.7,0.85,0.6,0.85 取值。

表 3-2 中国典型地区 SO₂ 浓度值(mg/m³)

典型地区	城市数	年日均值	冬季日均值	典型地区	典型城市	年日均直	冬季日均值
设计基准区	49	0.096	0.192	设计基准区	北京	0.119	0.28
湿热区	46	0.110	0.149	湿热区	重庆	0.397	0.57
温和沿海区	7	0.119	0.187	温和沿海区	青岛	0.249	0.501
湿热沿海区	11	0.073	0.096	湿热沿海区			
中暖带	21	0.064	0.126	中暖带	齐齐哈尔	0.027	0.044
暖温带	26	0.126	0.220	暖温带	北京	0.119	0.28

我国以 pH 值 5.6 为酸雨划线标准,全国 27 省市 189 个监测站,采集水样 24737 个,测得单次降水 pH 在 2.82~11.11 之间,表 3-3 列出了各区降水 pH 值。酸雨的年变化不明显,8 月频次最低,2 月最高。

表 3-3 中国各区降水 pH 值

典型地区	全国	设计基准	湿 热 区	温和沿海	湿热沿海	中温带	暖温带
平均值	6.07	6.3	5.32	5.9	5.2	6.51	6.15
典型地点		北京	广州,重庆,武汉	青岛		嫩江	北京
平均值		6.3	5.6,4.5,5.6	5.6		6.65	6.3

海水盐度是海水腐蚀和海雾腐蚀的重要参数,世界大洋的平均盐度为 3.472%,赤道低两极高,呈马鞍形。中国沿海近岸及河口区低,外海高。各海及典型地区盐度如表 3-4 所列。

表 3-4 中国各海海水盐度(‰)

海区	年平均	最高	最低	典 型 地 区			典 型 地 点		
渤海	30.23	31.20	28.93	温和	最高	33.99	青 岛	最高	31.31
黄海	31.74	33.99	29.35	沿海	最低	28.95		最低	30.29
东海	32.99	34.56	12.82		平均	31.01		平均	31.14
南海	33.85	34.62	30.63	湿热	最高	34.62	海 南 岛	最高	34.50
北部湾	32.83			沿海	最低	27.31		最低	27.31
西沙,南沙	33.40				平均	32.18		平均	32.18

海洋附近大气中,由于海浪水沫飞散,使含有盐分的海水水滴混入大气,形成水汽凝结的核心,是海面上海雾生成的重要原因,低空大气含盐量与海岸距离有极大关系,距海岸 20km,含盐量降低(50~100)倍。从获得数据来看,我国东南沿海盐雾含量的月平均值在(0.1069~0.742)mg/m³范围内,年平均值为(0.148~0.48)mg/m³。典型地区年平均值为:汕头 0.4161,广州 0.1729,湛江 0.3774,海口 0.2794,舟山 0.4802,可取平均值 0.3452。

3.2 按地理区域划分的地面环境谱

3.2.1 概述

中国地域辽阔,各地的气候、大气中各种介质的含量及其对飞机结构的有害影响程度相差很大。经过对飞机使用情况的调研发现,飞机在不同的地区服役其腐蚀情况也大不相同。总的来说,沿海地区比内陆地区严重,南方地区比北方地区严重。就沿海地区而言,海雾出现频繁、雾日数多、大气中 Cl⁻ 等有害介质

含量高的地区腐蚀情况严重。对于内陆地区,则湿热地区比温和干冷地区严重。因此,有必要对飞机服役环境进行划分,选择具有代表性的典型环境来研究,以便能大幅度地减轻编制环境谱的工作量和难度,也才有可能编制出工程上有用的地面环境谱。

对于军用飞机设计,不可能明确每架飞机将来的服役的地点和航线,只能按腐蚀较严重的区域进行设计,并编制地面环境谱,或者根据预计的服役的多个区域进行加权处理,编制加权平均地面环境谱。

3.2.2 按照地理区域划分我国飞机服役典型环境区

关于环境区的划分,按照以气候为主按地域划分的原则,根据我国环境数据(主要是湿度、温度、雨水、空气中有害介质的含量,风速及太阳辐射照量等)、各机场和维修部门飞机结构腐蚀现场调研与观测及常用航空金属材料在各大气曝露网点的腐蚀数据等资料的分析,可以把我国飞机服役环境划分为如表3-5所列的5个典型环境区。

表3-5 按地理位置划分我国飞机服役典型环境区

典型环境区	主要特征	代表地
干冷区	气温低,年均气温低于10℃;降雨量少,年均相对湿度大于80%的小时数不大于1500h;工业污染较少,空气中腐蚀介质含量低;环境腐蚀对飞机结构的影响很小,目前情况下,一般可以不考虑环境对飞机结构的作用	西藏、青海、宁夏、新疆、吉林及黑龙江大部分地区
内陆温和区	气温适中,年均气温低于15℃;降雨量适中,比较干燥,年均相对湿度大于80%的小时数不大于3000h;工业污染较严重;环境对飞机结构有一定影响,但不十分严重	西安、郑州、北京、沈阳
内陆湿热区	气温较高,年均气温低于15℃~20℃之间;降雨量较大,露日数和雾日数较多,空气潮湿,平均相对湿度大于80%的小时数不大于4000h;工业污染较严重;空气中有害介质的含量高;该环境区气候基本上属于亚热带湿润型气候,环境对飞机结构的影响明显	重庆、武汉、长沙、广州、南京
温和沿海区	气温适中,年均气温低于15℃;降雨量大,空气潮湿,风大,海雾频繁、雾日数多,空气中盐含量大,盐雾沉降量大;工业污染较严重,飞机结构要受到海水海风和盐雾等因素的影响,腐蚀情况十分严重	青岛、厦门沿海地区
湿热沿海区	气温高,年均气温大于20℃,海雾较少出现,其他情况与温和沿海环境区相似	海南沿海

3.2.3 主要环境因素谱的建立

3.2.3.1 温度谱

1) 典型环境区气温谱

在一天24h中,气温有一个最高值 $T_{\max}$ 和一个最低值 $T_{\min}$;一般情况下 $T_{\max}$ 出现在14~15时, $T_{\min}$ 出现在4~7时日出之前。一天中各时刻的气温值 $T(S)$ 可用式(3-1)表示。

$$T(S) = \frac{1}{2}(T_{\max} + T_{\min}) + \frac{1}{2}(T_{\max} - T_{\min}) \sin \frac{(S-8)}{12} \quad (3-1)$$

式中: S 为小时数, $0 < S \leq 24$; $T(S)$ 表示气温是时间的函数, $^{\circ}\text{C}$ 。

各地气象台站及曝露场(站)的气温数据统计分析表明,我国气温的年变化和一般规律为:在陆地上,气温以7月最高,1月最低。海上以8月最高,2月最低。表3-6中给出了各典型环境区月平均最高气温和最低气温的统计结果。根据式(3-1)和表3-6就可以得到各典型环境区月平均每日的气温谱。

表3-6 典型环境区月平均最高与最低气温($^{\circ}\text{C}$)

月份	1		2		3		4		5	
	干冷		基本		内陆湿热		温和沿海		湿热沿海	
	$T_{\max}$	$T_{\min}$	$T_{\max}$	$T_{\min}$	$T_{\max}$	$T_{\min}$	$T_{\max}$	$T_{\min}$	$T_{\max}$	$T_{\min}$
1	-7.4	-21.8	1.4	-9.9	9.6	3.2	3.40	-2.6	20.0	12.0
2	-4.0	-18.4	2.5	-8.5	9.8	3.9	4.4	-0.2	20.0	12.0
3	4.0	-10.4	10.5	-0.5	15.7	6.8	8.1	1.4	24.0	16.0
4	12.6	-0.8	18.6	6.0	20.2	12.8	11.6	5.7	30.0	22.0
5	18.9	5.5	27.0	15.0	26.7	18.8	18.2	11.2	31.0	23.0
6	23.4	10.1	30.0	19.0	28.3	20.5	22.1	16.7	32.0	24.0
7	25.5	12.6	30.8	21.5	31.9	23.4	25.5	21.3	33.0	24.0
8	23.8	11.6	29.5	20.5	31.1	22.5	28.2	23.7	34.0	24.0
9	18.2	5.4	23.4	14.5	29.3	19.5	25.1	19.7	32.0	22.0
10	13.2	-2.4	18.0	6.0	21.4	14.1	20.2	15.4	28.0	22.0
11	1.6	-13.2	9.0	-3.0	16.4	9.3	13.0	6.2	24.0	18.0
12	0.2	-20.2	2.0	-10	11.5	3.4	6.9	0.5	21.0	13.0

2) 飞机在地面大气中的温度分布

飞机在外场停放时,机体温度与大气温度并不一致。一般情况下,白天受太阳辐射,机体的升温率高于周围大气的升温率。因此,机体的温度高于大气温度。而夜晚由于金属散热快,机体的温度往往低于大气温度。整架飞机温度场分布受大气温度、湿度、风速、太阳辐射、材料及结构形式等多种因素影响,是一个难以解决的热场分析问题。目前,国外都是用各机场多年的测试记录的统计分析得出。而国内关于这方面的研究还很缺乏。文献中对气候条件较严酷的机场,选择了三个气候代表月进行实测,测试结果在表 3-7 中列出。用 ΔT 表示飞机表面温度与大气温度之差。 ΔT 为正表示机体温度高于大气温度,反之则低于大气温度。

表 3-7 机场飞机温度场实测结果(℃)

典型部位及其与环境温度的差值 ΔT					
时间地点	机翼上 表面(铝)	机身上 表面(铝)	前起落架 支柱(铝)	前起落架 轮胎(铝)	座舱盖 (铝)
88 年 1 月 黑龙江某机场	3.4	+3.4	+4.5	+14.0	+3.0
	-5.5	-5.0	-2.5	-1.5	-5.0
88 年 1 月 内蒙古某机场	+9.0	+8.5	+3.0	+13.4	+8.5
	-5.5	-6.0	-3.4	-3.0	-7.5
88 年 5 月 新疆机场(一)	+4.5	+8.0	+3.0	+23.0	+5.0
	-5.0	-5.5	-4.5	-4.0	-5.0
88 年 5 月 新疆机场(二)	+3.0	+5.5	-1.0	+1.0	2.0
	-3.4	-4.0	-4.5	-4.0	-4.0
88 年 8 月 海南某机场	+5.5	+7.5	+10.0	+22.2	+7.5
	-6.5	-5.5	-2.5	-4.0	-4.5

目前,由于机场飞机温度场实测数据很少,难以进行准确的定量分析;主要依据表 3-7 的数据给出各典型环境区机体表面温度与大气温度之差的估计值(表 3-8),作为编制温度谱的依据。

3) 典型环境区飞机结构地面停放温度谱

飞机表面温度与大气温度差的最大值和最小值与大气温度的最大值和最小值基本对应,即飞机表面每天的最高和最低温度应为: $(T_{\max} + \Delta T_{\min})$ 和 $(T_{\min} - \Delta T_{\min})$ 。根据表 3-7 和表 3-8 就可得到典型环境区飞机在地面停放时月平均最大温度值及最大温度差值(见表 3-9)。

表 3-8 典型环境区飞机表面温度与大气温度值之差的估计值(℃)

环境区					
月 份	1	2	3	4	5
	干 冷	内陆温和	内陆湿热	温和沿海	湿热沿海
1、2、12	+4.0	+5.0	+6.0	+5.0	+6.0
	-10.0	-8.0	-6.0	-8.0	-6.0
3、4、10、11	+5.0	+6.0	+8.0	+6.0	+10.0
	-8.0	-6.0	-5.0	-6.0	-5.0
5、6、9	+6.0	+8.0	+10.0	+8.0	+12.0
	-6.0	-5.0	-5.0	-5.0	-5.0
7、8	+8.0	+10.0	+12.0	+10.0	15.0
	-5.0	-5.0	-6.0	-5.0	-6.0

表 3-9 典型环境区飞机地面停放状态月平均最高与最低温度(℃)

月份	1		2		3		4		5	
	干 冷		内陆温和		内陆湿热		温和沿海		湿热沿海	
	$T'_{\max}$	$T'_{\min}$	$T'_{\max}$	$T'_{\min}$	$T'_{\max}$	$T'_{\min}$	$T'_{\max}$	$T'_{\min}$	$T'_{\max}$	$T'_{\min}$
1	-3.4	-31.8	6.4	-17.9	15.6	-2.8	8.50	-10.6	26.0	6.01
2	0.0	-28.4	7.5	-16.5	-15.8	-2.1	9.4	-10.2	26.0	6.0
3	9.0	-18.4	16.5	-6.5	23.7	1.8	14.1	-4.6	34.0	11.0
4	17.6	-8.8	24.6	0.0	28.2	7.8	17.6	-0.3	40.0	17.0
5	24.9	-0.5	35.0	10.0	36.7	13.8	26.2	6.2	43.0	18.0
6	29.5	4.1	38.0	14.0	38.3	15.5	30.1	11.7	44.0	19.0
7	33.4	7.6	40.8	16.5	43.9	17.5	35.5	16.3	48.0	19.0
8	26.2	6.6	39.5	15.5	41.3	16.5	38.2	18.7	49.0	19.0
9	23.2	-0.6	31.5	9.5	39.3	14.5	33.1	14.7	44.0	17.0
10	18.2	-10.4	24.0	1.0	29.4	9.1	28.2	9.4	38.0	17.0
11	6.6	-21.2	17.0	-0.9	24.4	4.3	19.0	0.2	34.0	13.0
12	4.2	-30.2	7.0	-18.0	17.5	-2.5	11.9	-7.5	27.0	7.0

在一天 24h 中飞机在大气中停放时表面温度变化与大气温度变化规律也基本一致,因而每天中某一时刻的温度可用式(3-2)的形式表示。

$$T'(S) = \frac{1}{2}(T'_{\max} + T'_{\min}) + \frac{1}{2}(T'_{\max} - T'_{\min}) \sin \frac{(S-8)\pi}{12} \quad (3-2)$$

根据式(3-2)和表3-9的数据就可得到典型环境区飞机地面停放温度谱。

3.2.3.2 湿度谱与降水

1) 典型环境区相对湿度谱

相对湿度是对飞机结构腐蚀影响最严重的环境因素之一。在较高湿度下,较大温差交替循环变化可以使材料热胀冷缩;高温时潮湿空气因“毛吸作用”更容易渗入材料的组织内部,到温度降低时就会产生水汽凝露。

一般极端最大相对湿度出现在湿热季节,最大相对湿度和最高温度并非同时出现。气温升高,虽然使蒸发加快,水汽压增大,但增加幅度很小,而饱和水汽压增加更多,结果相对湿度反而减小;温度降低时相对湿度反而增大。一般最大相对湿度值出现在清晨,最低值出现在午后,相对湿度随时间的变化可以用如下公式近似地表示:

$$F(S) = \frac{1}{2}(f_{\max} + f_{\min}) + \frac{1}{2}(f_{\max} - f_{\min})\cos \frac{(S-2)\pi}{12} \quad (3-3)$$

式中: $f_{\max}$ 和 $f_{\min}$ 分别表示每天相对湿度的最大和最小值。

内陆温和环境区和干冷环境区地表相对湿度(%)统计结果见表3-10。

表3-10 内陆温和环境区和干冷环境区地表相对湿度(%)统计结果

环境区	最高月平均	最低月平均	月最高	月最低
基本环境区	85	30	100	0
干冷环境区	78	25	100	0

限于目前收集的数据量的限制,只给出各典型环境区对应飞机地面停放状态的月平均相对湿度谱(见表3-11)。

表3-11 典型环境区飞机地面停放状态月平均相对湿度^①(%)

月份	1	2	3	4	5
	干冷	内陆温和	内陆湿热	温和沿海	湿热沿海
1	53.9	58.3	76.2	73.0	80.0
2	47.8	61.3	78.5	68.0	80.0
3	44.6	58.7	78.2	69.0	80.0
4	43.4	54.7	76.5	80.0	80.0
5	45.0	59.0	80.0	85.0	80.0
6	53.4	66.7	80.8	88.0	80.0
7	59.7	75.0	80.5	93.0	80.0

(续)

月份	1	2	3	4	5
	干冷	内陆温和	内陆湿热	温和沿海	湿热沿海
8	62.9	80.0	79.8	88.0	80.0
9	59.0	71.0	80.5	73.0	80.0
10	56.3	66.3	79.5	75.0	80.0
11	54.7	63.3	75.6	71.0	80.0
12	55.9	62.0	77.0	64.0	80.0
年平均	53.1	64.7	78.6	67.3	80.0
注:①平均相对湿度是指一定时间内(年、月)每日定时观测值的平均值					

2) 降水

降水的形式有雨、雪、霜和冰雹等。降水对飞机结构的腐蚀有重要的影响,由于水渗入结构缝隙会使腐蚀加快。降水分布比气温的分布复杂得多,与大气的运动,气团的活动及海陆地理位置分布密切相关。我国降水最多的月份为6~8月,根据气象资料统计,表3-12中列出了内陆温和干冷气候区最大月平均降水量和降水天数。

表3-12 最大月平均降水量和月降水天数

气候区	月平均降水量/mm	月降水天数/天
干冷气候区	300	20
内陆温和气候区	139	22

3.2.3.3 化学环境谱

1) 酸雨谱

我国以pH值等于5.6作为酸雨的划分标准,pH<5.6则为酸雨。酸雨是化学环境的重要组成部分,是影响飞机结构腐蚀性的主要因素之一。据全国27个城市189个监测站,采集水样24377个,测得其pH值的范围为2.82~11.11。测点站年平均pH值范围为4.11~7.84。酸雨的pH值年变化不明显,但各月之间酸雨的频率有明显变化,夏季8月频率最低,冬季2月频率最高。表3-13中给出各典型环境区酸雨谱。

表 3-13 典型环境区酸雨谱

典型环境区	1	2	3	4	5
	干冷	内陆温和	内陆湿热	温和沿海	湿热沿海
pH 值	6.07	6.3	5.32	5.6	5.2

2) SO₂ 谱

大气污染物中以 SO₂ 对飞机结构的腐蚀性最大。SO₂ 的日变化规律是早晚浓度大、中午浓度小。SO₂ 的季节变化比较明显,冬季浓度大,夏季浓度小。根据全国 62 个城市统计数据,建议以年日平均为 1,冬春夏秋四季分别取:1.70、0.85、0.60、0.85 的比例。表 3-14 中给出各典型环境区 SO₂ 谱。

表 3-14 典型环境区 SO₂ 谱(mg/m³)

月份	1	2	3	4	5
	干冷	内陆温和	内陆湿热	温和沿海	湿热沿海
1	0.054	0.082	0.094	0.101	0.0621
2	0.054	0.082	0.094	0.101	0.0621
3	0.054	0.082	0.094	0.101	0.0621
4	0.038	0.058	0.067	0.071	0.0438
5	0.038	0.058	0.067	0.071	0.0438
6	0.038	0.058	0.067	0.071	0.0438
7	0.054	0.082	0.094	0.101	0.0621
8	0.054	0.082	0.094	0.101	0.0621
9	0.054	0.082	0.094	0.101	0.0621
10	0.038	0.163	0.187	0.202	0.124
11	0.038	0.163	0.187	0.202	0.124
12	0.038	0.163	0.187	0.202	0.124

3) 近海洋大气含盐量谱(Cl⁻ 谱)

由于风的携带,盐分微粒进入大气,近海岸大气含盐量比内陆大气含盐量高。大气中含盐对飞机结构腐蚀产生非常重要的影响。因此,研究近海岸环境区大气 Cl⁻ 谱(即含盐量谱)十分必要。本报告收集了自 1992 年 8 月至 1993 年 7 月对黄海海滨的某城市近海岸大气中 Cl⁻ 观测数据及气象条件,并对其进行了分析,初步编制了近海岸环境区大气 Cl⁻ 谱(见表 3-15)。

表 3-15 沿海和湿热沿海环境区 Cl^- 谱

月 份	$\text{Cl}^- / (\text{mg}/\text{m}^3)$		月 份	$\text{Cl}^- / (\text{mg}/\text{m}^3)$	
	温和沿海	湿热沿海		温和沿海	湿热沿海
1	0.64	0.64	7	0.80	0.80
2	0.54	0.54	8	0.72	0.72
3	0.71	0.71	9	0.56	0.56
4	0.50	0.50	10	0.34	0.34
5	0.77	0.77	11	0.58	0.58
6	0.56	0.56	12	0.54	0.54

3.2.4 按地理区域划分的地面环境谱

建立了主要环境因素谱后,就可编制出如表 3-16~表 3-20 所列的各典型环境区地面环境谱。采用“月谱”方式编制,以一个服役日历年为循环周期。

表 3-16 干冷环境区地面环境谱

月 份	温度/ $^{\circ}\text{C}$		相对湿度/%	pH 值	$\text{SO}_2 / (\text{mg}/\text{m}^3)$	$\text{Cl}^- / (\text{mg}/\text{m}^3)$
	$T_{\max}$	$T_{\min}$				
1	-3.4	-31.8	53.9	6.07	0.054	0.00
2	0.0	-28.4	47.8		0.054	
3	9.0	-18.4	44.6		0.054	
4	17.6	-8.8	43.4		0.038	
5	24.9	-0.5	45.0		0.038	
6	29.5	4.1	53.4		0.038	
7	33.4	7.6	59.7		0.054	
8	26.2	6.6	62.9		0.054	
9	23.2	-0.6	59.0		0.054	
10	18.2	-10.4	56.3		0.109	
11	6.6	-21.2	54.7		0.109	
12	4.2	-30.2	55.9		0.109	

表 3-17 内陆温和环境区地面环境谱

月份	温度/℃		相对湿度/%	pH 值	SO ₂ /(mg/m ³)	Cl ⁻ /(mg/m ³)
	T _{max}	T _{min}				
1	6.4	-17.9	58.3	6.3	0.082	0.00
2	7.5	-16.5	61.3		0.082	
3	16.5	-6.5	58.7		0.082	
4	24.6	0.0	54.7		0.058	
5	35.0	10.0	59.0		0.058	
6	38.0	14.0	66.7		0.058	
7	40.8	16.5	75.0		0.082	
8	39.5	15.5	80.0		0.082	
9	31.5	9.5	71.0		0.082	
10	24.0	1.0	66.3		0.163	
11	17.0	-9.0	63.3		0.163	
12	7.0	-18.0 [^]	62.0		0.163	

表 3-18 内陆湿热环境区地面环境谱

月份	温度/℃		相对湿度/%	pH 值	SO ₂ /(mg/m ³)	Cl ⁻ /(mg/m ³)
	T _{max}	T _{min}				
1	15.6	-2.8	76.2	5.32	0.094	0.00
2	15.8	-2.1	78.5		0.094	
3	23.7	1.8	78.2		0.094	
4	28.2	7.8	76.5		0.067	
5	36.7	13.8	80.0		0.067	
6	38.3	15.5	80.8		0.067	
7	43.9	17.5	80.5		0.094	
8	41.3	16.5	79.8		0.094	
9	39.3	14.5	80.5		0.094	
10	29.3	9.1	79.5		0.187	
11	24.4	4.3	75.6		0.187	
12	17.5	-2.5	77.0		0.187	

表 3-19 温和沿海环境区地面环境谱

月份	温度/℃		相对湿度/%	pH 值	SO ₂ /(mg/m ³)	Cl ⁻ /(mg/m ³)
	T _{max}	T _{min}				
1	8.5	-10.6	73.0	5.6	0.101	0.64
2	9.4	-10.2	68.0		0.101	0.54
3	14.1	-4.6	69.0		0.101	0.71
4	17.6	-03	80.0		0.701	0.50
5	26.2	6.2	85.0		0.701	0.77
6	30.1	11.7	88.0		0.701	0.56
7	35.5	16.3	93.0		0.101	0.80
8	38.2	18.7	88.0		0.101	0.72
9	33.1	14.7	73.0		0.101	0.56
10	28.2	9.4	75.0		0.202	0.34
11	19.0	0.2	71.0		0.202	0.59
12	11.9	-7.5	64.0		0.202	0.54

表 3-20 湿热沿海环境区地面环境谱

月份	温度/℃		相对湿度/%	pH 值	SO ₂ /(mg/m ³)	Cl ⁻ /(mg/m ³)
	T _{max}	T _{min}				
1	26.0	6.01	80.0	5.2	0.0621	0.64
2	26.0	6.0	80.0		0.0621	0.54
3	34.0	11.0	80.0		0.0621	0.71
4	40.0	17.0	80.0		0.0438	0.50
5	43.0	18.0	80.0		0.0438	0.77
6	44.0	19.0	80.0		0.0438	0.56
7	48.0	19.0	80.0		0.0621	0.80
8	49.0	19.0	80.0		0.0621	0.72
9	44.0	17.0	80.0		0.0621	0.56
10	38.0	17.0	80.0		0.124	0.34
11	34.0	13.0	80.0		0.124	0.58
12	27.0	7.0	80.0		0.124	0.54

3.3 典型机场的地面停放环境谱编制方法

3.3.1 机场环境区域划分及典型机场选取

3.3.1.1 机场环境区域的划分

我国现役飞机数量大,地域宽,机场局部环境影响因素也比较复杂。近几年来针对军用飞机的腐蚀情况进行了大量的调研和检查。结果表明,不同服役地区飞机结构的腐蚀损伤程度大不相同。因此,在研究机场地面停放环境问题时,有必要对主要机场环境进行划分,选择有代表性的典型环境来研究。

机场典型环境区域划分主要考虑我国现役飞机的整体分布情况,具体包括机场的整体布局,以及现役飞机不同机型的分布情况。依据以下3个方面的情况,并参照国内外环境问题研究思路,按照腐蚀等级,将我国飞机服役环境区域划分为表3-21所列的4类典型环境区。

表3-21 典型环境区域划分

典型环境区		主要特征
1	I类	气温高,年平均气温大于20℃;年降雨量大,空气潮湿,风大,海雾较少出现,空气中含有盐量大,盐雾沉降量大;工业污染较严重,受海水、海风、盐雾等的影响,飞机结构腐蚀十分严重
2	II类	气温较高,年平均气温不高于20℃;降雨量较大,风大,海雾频繁,露日数和雾日数较多,空气潮湿,年平均相对湿度大于80%的小时数大于4000h;空气中含有盐量大,盐雾沉降量大;空气中有害介质含量高,工业污染较严重;飞机结构腐蚀情况较为严重
3	III类	气温适中,年平均气温低于15℃;降雨量适中,比较干燥,年平均相对湿度大于80%的小时数不大于3000h;工业污染较严重;环境对飞机结构有一定程度的影响,但不十分严重
4	IV类	气温低,年平均气温低于10℃;降雨量少,年平均相对湿度大于80%的小时数不大于1500h;工业污染较少,空气中腐蚀介质含量低;环境腐蚀对飞机结构的影响很小,目前情况下,一般不考虑环境对飞机结构的影响

(1) 大量的外场腐蚀情况统计(不同服役地区飞机结构的腐蚀损伤程度及其腐蚀特点等),以及来自于各个机场和维修部门的飞机外场使用和维护情况调研。

(2) 飞机地面停放环境参数,主要包括温度、湿度,雨水、雾、凝露、空气中有

害介质的含量和风速等。

(3) 常用航空金属材料在各个大气曝露网点的腐蚀数据测量结果等几个方面,同时考虑到未来飞机可能的分布情况,参照国内外环境研究思路,按照环境腐蚀的严酷程度。

3.3.1.2 典型机场的选取

根据以上飞机服役典型环境区域划分情况,通过对飞机分布的具体服役环境数据资料进行分析,同时结合现役典型机种在外场检查、特检及大修中飞机结构腐蚀损伤的统计情况,并在广泛征求有关专家意见的基础上,选取如下典型机场作为4类服役环境地区的代表机场:

3.3.2 环境要素的选取

飞机在机场停放引起腐蚀的气候环境因素主要有:温度、相对湿度、雾和凝露、降水、日照时数和太阳辐射、风速、气压等。温度和湿度是主要因素。降水主要是降雨量和其pH值的变化。

化学环境(介质)因素主要有: SO_2 、 SO_4^{2-} 、氮氧化物 NO_x 、酸雨、盐水、盐雾及 Cl^- 、固体沉降物等,其中 SO_2 溶于水形成的硫酸是强的去极化剂。对于非铁金属, SO_2 被消耗在腐蚀反应中;而在钢铁的锈蚀过程中,还起着催化剂的作用,因此 SO_2 危害最大。 SO_2 主要是由工业污染引起的,其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的影响,该值的年变化不明显。

盐雾是沿海机场必须考虑的重要环境因素,它的出现概率和风向有关。

固体沉降物被潮湿的机体表面吸附,易形成局部环境腐蚀,它决定了对飞机进行清洗的方法和时间安排。

3.3.3 典型机场腐蚀环境数据库系统

3.3.3.1 数据库简介

本数据库系统采用 Visual Basic 6.0 和 Oracle9i 软件工具开发。共收集了我国 200 多个气象站、大气曝露站以及机场气象室 1990 年 1 月到 2000 年 12 月的 190 多万条环境数据。在典型机场腐蚀数据的基础上,增加了气象数据库和介质数据库。其中气象因素有:场、棚、室湿度(最高、最低、平均),平均风速,降雨量和降雨时数,太阳辐射(红外辐射、紫外辐射、辐射 45°),气压(最高、最低和平均),日照时数,凝露时间。化学环境(介质)因素:二氧化硫、氯化氢、二氧化氮、硫化氢、三氧化硫、氮、海盐离子、雨水硫酸根、雨水 pH 值、雨水氯离子。

3.3.3.2 数据库功能设计

本系统采用面向对象的分析与设计方法,一方面实现了系统最基本也是最重要的功能—数据的分析、处理功能,为环境谱的编制奠定基础,另一方面也考虑了用户使用系统访问以及访问数据库的方便性和数据库运行的稳定性。

依据环境数据系统内容的不同进行划分,可以将系统分成四部分,分别是基本资料管理、气象数据管理、介质数据管理、系统用户管理;按照功能的不同划分为五部分,分别是数据的编辑功能,检索功能,辅助功能、数据处理和系统维护功能。环境数据库系统功能模块示意图如图3-1所示。

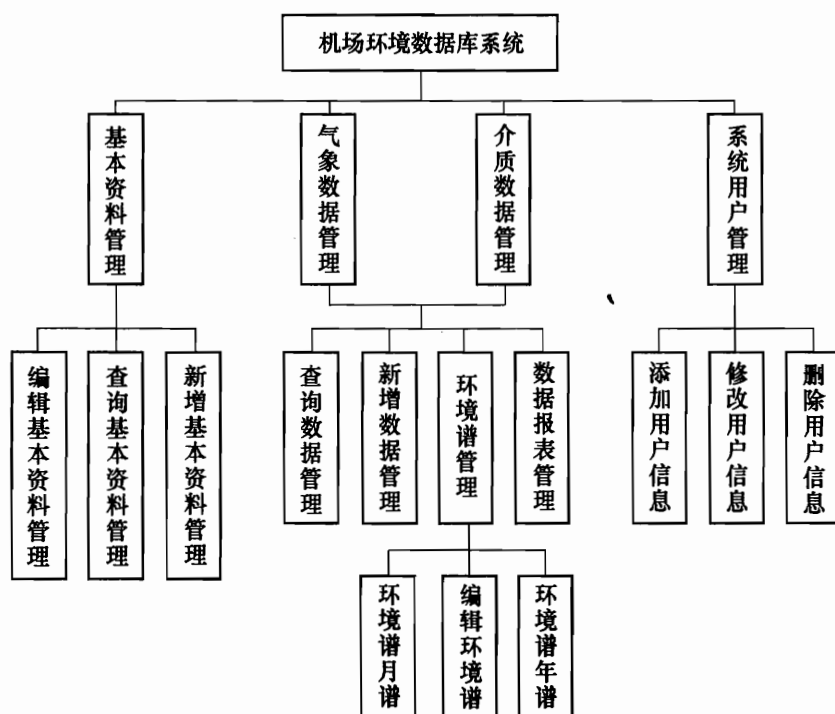


图3-1 环境数据库系统功能模块示意图

3.3.4 环境要素的简化与处理

在飞机的整个日历寿命中,各种环境因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。为了达到工程实际再现环境因素对飞机结构腐蚀/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数据库中对结构腐蚀/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。

3.3.5 地面环境谱的编制方法

近年来,根据不同的需要,对于环境谱的编制方法也各有不同。为了能真实再现飞机使用的基体环境变化,从军用飞机的实际情况出发,结合基体的典型机场,给出如下地面环境谱编制方法。

按一年12个月的变化,对气象数据和介质数据进行处理编制气象谱、介质谱和相应的月谱。对于年谱,在月谱的基础上采用累加的方法求得各年的均值、总量的统计值,可以按照自己的需要,选取不同的阶段(以年为单位)得到气象谱、介质谱和相应的年谱谱线。

所谓气象谱和介质谱是指气象因素和介质因素的原始数据按月或年的变化所形成的一种谱线,这将有助于具体了解某一因素的变化。

气象数据处理:

温度的变化,分为最高、平均和最低温度,分别按 5°C 一个单位,划分为12块,分别为“-10~-6, -5~0, 1~5, 6~10, 11~15, 16~20, 21~25, 26~30, 31~35, 36~40, 41~45, 46~50”进行统计,得到月谱和年谱。

湿度(最高、平均和最低)按照相对10%为一个单位,划分为11块,分别为“0~9, 10~19, 20~29, 30~39, 40~49, 50~59, 60~69, 70~79, 80~89, 90~99, 100”然后按月和年的变化进行统计,形成谱线。

降雨时数,按照20h/月为一个基准单位,划分为5级进行统计,得到相应的谱。

降雨量分别按照30mm/月为一个基准单位,划分为12级,得到相应的年谱和月谱。

日照时数按照30h/月为一个基准单位,划分为12级进行统计,得到相应的年谱和月谱。

太阳辐射(红外辐射和紫外辐射),按照 $20\text{MJ}/\text{m}^2$ 为一个基准单位,划分为10级进行统计,得到相应的谱线。

介质数据处理:

二氧化硫、氯化氢(mg/m^3)和硫化氢($\text{mg}/100\text{cm}^2 \cdot \text{日}$),按照0.1为一个基准单位,划分为9级,分别为“0.1~0.2, 0.2~0.3, 0.3~0.4, 0.4~0.5, 0.5~0.6, 0.6~0.7, 0.7~0.8, 0.8~0.9, 0.9~1.0”进行统计得到月谱和年谱。

二氧化氮($\text{mg}/100\text{cm}^2 \cdot \text{日}$),按照0.2为一个基准单位,划分为10级,分别为“0.1~0.2, 0.2~0.4, 0.4~0.6, 0.6~0.8, 0.8~1.0, 1.0~1.2, 1.2~1.4, 1.4~1.6, 1.6~1.8, 1.8~2.0”进行统计得到月谱和年谱。

三氧化硫($\text{mg}/100\text{cm}^2 \cdot \text{日}$),以0.2为一个基准单位划分10级统计。

氨($\text{mg}/100\text{cm}^2 \cdot \text{日}$),以0.02为一个基准单位划分10级,进行统计。

雨水 pH 值、硫酸根离子(mg/m^3)、氯离子(mg/m^3) 分别以 1、2000、200 为基准单位, 分别划分为 9、11 和 11 级进行统计, 得到月谱和年谱。

地面环境谱编制程序框图如图 3-2 所示。

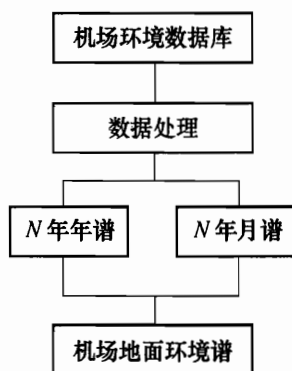
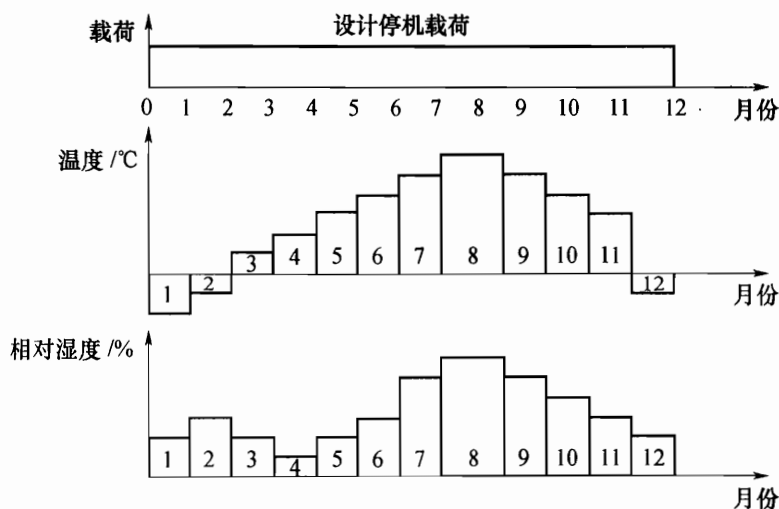


图 3-2 地面环境谱编制程序框图

3.4 载荷/环境谱的编制方法及工程简化

3.4.1 概述

飞机载荷/环境谱应包括停放和空中飞行两大状态。由于飞机设计停机载荷可以认为是一种恒载, 因此飞机停放状态载荷/环境谱实际上是一种恒载下的环境谱, 如图 3-3 所示。通常温度、湿度、大气中化学介质的含量等对飞机机体结构产生腐蚀作用的环境因素随飞行高度增加而减弱, 加上飞机留空时间与停



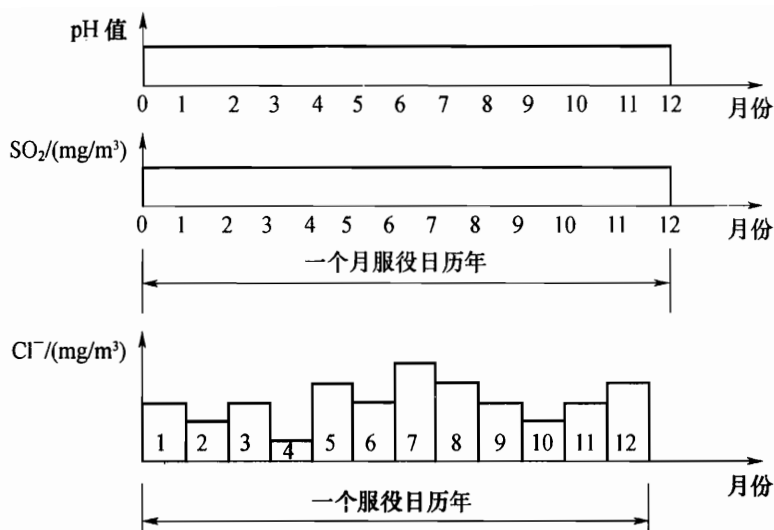
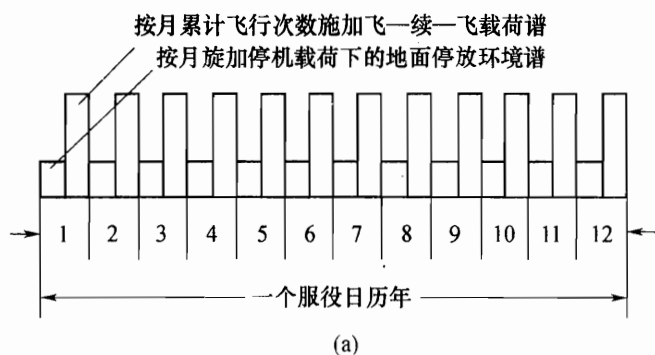


图 3-3 军用飞机典型环境区地面停放状态载荷/环境谱示意图

放时间相比要短得多,因此空中飞行状态机体结构的疲劳损伤可以不计环境因素效应。所以飞行状态的载荷/环境谱可以简化成仅施加飞—续—飞载荷谱。关于空中飞行与停放状态的载荷/环境谱的组合:为了能计及环境腐蚀效应和载荷与环境因素交互作用的影响,必须采用“停—飞”交替施加方案。例如一个服役日历年的飞机地面停放状态载荷/环境谱与空中飞行状态的飞—续—飞载荷谱交替施加。其特点是:前者以时间为横坐标,后者以载荷出现频数为横坐标,以一个服役日历年为循环周期。在一循环周期中可以选择月交替方案,也可以选择年交替方案,如图 3-4 所示。

编制载荷/环境谱主要是用于飞机典型结构件的腐蚀疲劳试验和分析,以判断、比较结构抗腐蚀与腐蚀疲劳损伤能力,筛选防腐蚀与腐蚀疲劳损伤技术措施和评定飞机结构服役日历年限。



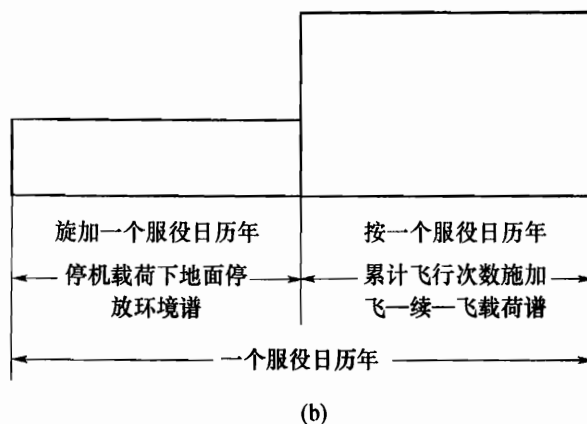


图 3-4 交替施加地面停放与空中飞行情况载荷/环境谱示意图
(a) 月交替方案;(b) 年交替方案。

3.4.2 载荷/环境分类

按照载荷和环境谱各自的幅值变化、环境个数及组成形式,飞机载荷/环境可分为以下 6 类。

(1) 恒载单一常环型载荷/环境谱。由常幅载荷谱和常环境强度的单一环境谱组成,这是最简单的一种载荷/环境谱。主要用于测定工程材料的腐蚀疲劳性能参数($S-N$ 曲线、应变—寿命曲线、 $da/dN-\Delta K$ 曲线等)和进行腐蚀疲劳影响因素研究(材料种类、环境种类、加载频率、波形、应力水平、热处理方式等)。3.5% NaCl 水溶液是这种载荷/环境谱中最常用的环境介质。

(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。在这种载荷/环境谱中,载荷谱只有一个载荷值,环境谱由一种以上的环境组合而成,每种环境则只有一个环境强度。这种载荷/环境谱的用途与第一种基本相同。

(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。载荷谱是多级变幅载荷,可以是程序块谱,也可以是飞—续—飞谱。而环境只有单一环境,且只有一个环境强度。

(4) 变载单一变环型载荷/环境谱。由变幅载荷谱和变环境强度的单一环境谱组成。载荷/环境谱与上述第三种载荷/环境谱所不同的是,其环境谱是由单一环境的多级变环境强度组成。

(5) 变载组合常环型载荷/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,一般来说,这种环境是主要环境。

上述第(3)至第(6)这4种载荷/环境谱主要用于飞机典型结构的腐蚀疲劳试验和分析。

3.4.3 载荷/环境谱的编制方法与工程简化

3.4.3.1 判断比较结构抗腐蚀与腐蚀疲劳损伤能的载荷/环境谱编制方法

对用于判断、比较各种飞机结构抗腐蚀与腐蚀疲劳损伤能力,以及筛选飞机结构防腐蚀与腐蚀疲劳损伤技术措施的环境谱为标准环境谱。此处推荐如下两种描述方式。

- (1) 直接采用各典型环境区停放环境谱。
- (2) 采用给定试验环境条件,按损伤等效原则将各典型环境区停放环境谱转换成的加速腐蚀试验当量环境谱作为标准环境(见表3-22及表3-23)。

表 3-22 各典型环境区金属基体加速腐蚀试验用的标准环境谱

环境类型	环境试验条件	典型环境区	相当设计使用环境谱 1 年的试验时间/h	
			铝结构	钢结构
自然	$T = 40^{\circ}\text{C}$ $\text{RH} = 95\% \sim 100\%$	干冷	390	400
工业污染 (1 级腐蚀区)	$T = 40^{\circ}\text{C}$ $\text{RH} = 95\% \sim 100\%$	内陆温和	150	90
工业污染 (2 级腐蚀区)	$\text{pH} = 4.0$	内陆湿热	400	250
工业污染 + 盐雾	$T = 40^{\circ}\text{C}$ $\text{pH} = 4.0$ $\text{RH} = 95\% \sim 100\%$ $\text{NaCl } 3.4\%$	温和沿海	95	70
		湿热沿海	300	230
盐雾	$T = 40^{\circ}\text{C}$ $\text{RH} = 95\% \sim 100\%$ $\text{NaCl } 3.4\%$	温和沿海	470	490
		温和沿海	760	880
		湿热沿海	1380	1500

表 3-23 用于防护涂层老化加速腐蚀试验用的标准环境谱

周期 T	1	3	5	7	9	11	13	15
甲类/年	1.0	1.3	1.5	1.7	1.8	2.0	2.1	2.2
乙类/年	1.4	1.6	1.8	2.1	2.4	2.8	3.4	4.1

表 3-23 中所用试样表面涂层:甲类为双组分环氧改性漆浅绿色;乙类为双组分环氧有机硅聚酰胺耐热底漆银黄色/丙烯酸聚氨酯磁漆。

加速腐蚀试验环境条件示图 3-5 中。

验证飞机结构抗腐蚀与腐蚀疲劳损伤能力,必须通过元件或模拟件在载荷/环境谱下的疲劳试验来实现。即要求计及环境腐蚀效应和载荷与环境因素交互作用的影响。对于军用飞机地面停放情况的载荷/环境谱,实质上是一种设计停机载荷(恒载)作用下的环境谱。当略去空中飞行时的环境腐蚀效应后,空中飞行状态载荷/环境谱可简化成飞—续—飞载荷谱。可通过交替施加地面停放状态载荷/环境谱和空中飞行状态的飞—续—飞载荷谱(见图 3-4),来模拟环境腐蚀效应和载荷与环境因素交互作用的影响。

可按如下程序编制载荷/环境谱:

- (1) 确认飞机主要服役基地(一般选定 1 个或 2 个服役基地)。
- (2) 依据所确认的服役基地选择服役典型环境区。
- (3) 依据服役典型环境区获取相应的环境谱,并转换成标准环境谱。
- (4) 形成飞机地面停放状态的载荷/环境谱,和空中飞行状态的飞—续—飞载荷谱。

若标准环境谱选择的是第一种描述方式,即直接用设计使用环境谱作为标准谱。为了便于开展元件或模拟件疲劳试验,必须转换成供加速试验用的当量环境谱。通常要求采用恒载下腐蚀介质溶液浸泡试验方案来模拟飞机地面停放状态的载荷/环境谱作用效应。

若选择的是第二种描述方式,即用由停放环境谱转换成的加速腐蚀试验当

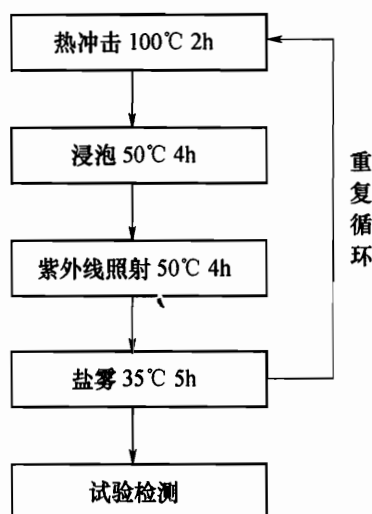


图 3-5 防腐涂层老化加速
腐蚀试验环境条件

量环境谱作为标准环境谱(见表3-22)。叠加上设计停机载荷后,即可形成飞机地面停放状态的载荷/环境谱。直接用于元件或模拟件的疲劳试验。

3.4.3.2 用于筛选防腐蚀与腐蚀疲劳损伤技术措施载荷/环境谱的编制方法

筛选飞机结构防腐蚀与腐蚀疲劳损伤技术措施(主要为防腐涂层),可以通过元件或模拟件在环境谱作用下的腐蚀试验来完成。可分为如下三种情况:

(1) 疲劳关键部位。由于疲劳关键危险部位多为连接件的紧固孔、接头耳片的螺栓孔,腐蚀模式多为间隙腐蚀或电偶腐蚀。而防腐涂层只能保护表面,孔内实际上没有涂层保护。因此,这种试验环境谱不必分防腐涂层与金属基体对试验的不同要求,而以金属基体腐蚀为编制的依据。

(2) 腐蚀失效关键部位。主要针对防腐涂层,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。

(3) 腐蚀失效关键部位金属基件。目的在于用较短时间模拟在地面停放时间内防腐涂层失效后,金属基体的腐蚀过程。

对疲劳关键部位,要求提供飞机地面停放态载荷/环境谱,可以本节3.4.3.1中所述方法编制。推荐采用恒载下腐蚀介质溶液浸泡试验方案。

对腐蚀失效关键部位,可采用满足图3-5所示防腐涂层老化加速腐蚀试验环境条件,表3-23中给出的标准环境谱。

对腐蚀失效关键部位金属基件,要求提供飞机地面停放状态环境谱,可直接采用表3-22中给出的标准环境谱。推荐采用腐蚀介质溶液浸泡试验方案,不施加恒载。

3.4.3.3 编制飞机机体结构服役日历年限评定部位的载荷/环境谱编制方法

飞机机体结构考核部位载荷/环境谱编制要求与方法可归纳如下。

(1) 筛选飞机机体结构考核部位。

(2) 确认飞机主要服役基地和服役基地所在的典型环境区,可以是1~2个。

(3) 获得对应于服役典型环境区的飞机设计使用环境谱。

(4) 确定考核部位内部环境谱,叠加上所获得的服役典型环境区飞机设计使用环境谱后,形成考核部位环境谱。

(5) 确定考核部位应力谱,包括飞机地面停放状态在停机载荷作用下的持久应力和飞行状态的飞—续—飞应力谱,再转换成可供考核部位开展元件或模拟件腐蚀疲劳试验用的载荷谱。

(6) 考核部位环境谱实际上是一种飞机地面停放状态的环境谱,与考核部位由停机载荷作用下的持久应力转换成的静态恒载组合后,即可形成考核部位飞机地面停放状态的载荷/环境谱。

(7) 将考核部位飞机地面停放状态的载荷/环境谱与飞机飞行状态飞—续—飞载荷谱组合,形成考核部位“停—飞”载荷谱。

(8) 开展考核部位元件或模拟件腐蚀疲劳试验时,还需将环境谱按损伤等效原则转换成可供加速试验当量环境谱,推荐采用恒载下腐蚀介质溶液浸泡试验技术来模拟飞机停放状态下载荷/环境谱的作用效应。

(9) 考核部位元件或模拟件腐蚀疲劳试验,推荐采用“恒载下腐蚀介质溶液浸泡试验”与“施加飞—续—飞载荷疲劳试验”交替进行的试验方案。

参 考 文 献

- [1] 蒋祖国. 飞机结构腐蚀疲劳[M]. 北京:航空工业出版社,1992.
- [2] 周希沅,俞树奎. 飞机结构环境谱初探. 航空学报[J]. 1992,13(3).
- [3] 周希沅. 飞机结构的当量环境谱与加速试验谱[J]. 航空学报 1996,17(5).
- [4] 张栋. 确定飞机日历寿命用的当量环境谱研究[J]. 航空学报 2000,21(2).
- [5] 陈群志. 典型环境谱与试验加速谱研究[R]. 六二三研究所技术报告,1995.
- [6] 周希沅. 飞机结构环境谱编谱方法研究[R]. 六二三研究所技术报告,1995.
- [7] 董登科. 飞机结构使用环境谱与当量环境谱编制研究[R]. 中国飞机强度研究所报告,2003.
- [8] 王俊扬. 军用飞机抗腐蚀疲劳与环境谱及载荷、环境谱编制指南[R]. 六二三研究所技术报告,2000.
- [9] 周希沅. 中国的金属腐蚀分区及当量环境谱[R]. 六二三研究所技术报告,1997.
- [10] 张爱民,王德贵,罗琳胤. 歼教七飞机疲劳载荷谱的编制. 飞机结构疲劳定寿文集,第四集.
- [11] 陈群志. 腐蚀环境下飞机结构日历寿命技术体系研究[D]. 北京航空航天大学博士学位论文,1999.
- [12] 陈群志. 典型飞机结构日历寿命评定方法与延寿技术研究[D]. 中国科学院金属研究所博士后研究工作,2005.
- [13] 崔常京,陈群志,张蕾. 机场地面环境谱编制方法研究[J]. 腐蚀科学与防护技术,2005.
- [14] 陈群志,张蕾. 机场环境区划分及典型机场选取[R]. 空军装备研究院航空装备研究所,2005.
- [15] 陈群志,王逾涯. 典型机场腐蚀环境数据库研究[R]. 空军装备研究院航空装备研究所,2005.
- [16] 陈群志,张蕾. 典型机场地面环境谱研究[R]. 空军装备研究院航空装备研究所,2005.

第4章 战斗机结构腐蚀/老化失效模式

4.1 金属结构的典型腐蚀损伤形式及失效模式

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。因此,有自发腐蚀破坏的倾向,即它们有从金属原子状态转变为离子状态的倾向。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 的数值越负,金属的腐蚀倾向就越大,腐蚀过程就越容易进行。腐蚀过程的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。

由于金属材料与环境的长期作用,引起金属材料破坏与变质,并可进一步导致金属材料或由其组成的金属结构件的功能受到损伤或破坏。腐蚀是一个异常复杂的问题,受环境条件的影响性大,随机性大,腐蚀类型广泛,且众多的影响因素交互作用,所发生的腐蚀类型取决于材料的成分和组织、构件的构造形式以及所处的环境条件和受力状态等因素。在飞机结构的腐蚀主要是环境作用下的电化学腐蚀,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,可以将典型飞机结构的腐蚀类型和失效模式归纳为如下11种。

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表面均匀地变薄。对于承力结构而言,均匀腐蚀会使结构的几何尺寸减小,在相同的载荷作用下势必引起应力水平增加,从而导致疲劳寿命降低;对于载荷水平较低的非承力结构,均匀腐蚀的进一步发展,会导致结构出现腐蚀穿孔。

从军用飞机服役期间金属结构件所发生的腐蚀故障情况来看,均匀腐蚀的危害性比其他腐蚀类型要小,通常只需在设计时考虑结构的壁厚比正常使用的壁厚略大就可以。对均匀腐蚀来说,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

化连接所引起的加速腐蚀,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有缝隙,缝隙中又有电解液时,则腐蚀损伤程度将会更加严重。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 3 个基本条件:一是有两种电位不同的金属(或金属导体);二是存在有电解质溶液;三是两种金属连接或直接接触。因此,该体系实质上是一个典型的腐蚀电池。在电偶腐蚀电池中,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由于和腐蚀电位较高的金属接触而产生阳极化,其结果是溶解速度增加;而电位较高的金属,由于和电位较低的金属接触而产生阴极化,结果是溶解速度下降,即受到了阴极保护。在电偶腐蚀电池中,阳极体金属溶解速度增加的效应,称为接触腐蚀效应;阴极体溶解速度减小的效应,称为阴极保护效应。两种效应在电偶腐蚀发生时同时存在,互为因果。

电偶腐蚀在飞机结构上是最为常见的腐蚀破坏类型,用高强度钢制作的紧固件连接铝制结构件时,它们就属于典型的电位不同的双金属材料接触,如飞机结构中常用的搭铁线,当周围存在电解质溶液时,铝金属结构就会遭到腐蚀损伤。飞机结构由于电偶腐蚀而导致的失效模式主要表现在 3 方面:第一,导致紧固件、搭铁线等松动、或脱落;第二,腐蚀介质更加容易在该局部位附着,并渗透结构内部,形成更严酷的局部环境;第三,诱发缝隙腐蚀等其他腐蚀问题的发生。

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,此时腐蚀介质就会进入并停留在缝隙内,伴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,所以,氧还原反应会继续进行,缝隙内外在宏观上就形成了氧浓差电池,从而会使缝隙内部加速腐蚀。

在飞机结构中,缝隙腐蚀常发生在连接垫片的底面、螺帽或铆钉帽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,因为在缝隙中可能存在着它们的去钝化条件。

4) 孔蚀

孔蚀又叫小孔腐蚀、点蚀或坑蚀。它是由于金属表面在拉应力或化学物质作用下,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入发展的一种腐蚀破坏形式。

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。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

合理时就容易产生孔蚀。这种“蚀孔”一般都比较小,具有“深挖”的动力,即向深处自动加速进行的作用,且常被腐蚀产物所覆盖,而不易被发现。一旦金属构件腐蚀后在金属表面形成蚀坑,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,裂纹继续扩展直至失稳断裂。此外,这种腐蚀小孔的部位还很难预测,蚀孔可大可小,有的多个蚀孔连成一片,也有个别腐蚀小孔孤立存在,蚀孔的深度一般等于或大于蚀孔的直径。因此,这种孔蚀危害性极大,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形式。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。这种腐蚀的结果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,甚至会出现有金属碎块掉落。所以,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。

总之,产生晶间腐蚀的条件大致可归纳为3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,并且能由于局部腐蚀导致材料强度迅速降低。

许多金属如铁基合金、镍基合金、铝合金以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在飞机上是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

磨损腐蚀是指物体表面相对运动而导致其相互作用表面物质的不断消失。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。也就是说,材料的损坏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,把磨损腐蚀分为摩振腐蚀和冲蚀两类。

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。这种腐蚀损伤结果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。如飞机结构中的轴承套和轴的接触部位、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。产生摩振腐蚀的基本条件是:接触界面必须承受载荷;两表面间必须存在振动或反复的相对运动;界面的载荷和相对运动必须足以使表面产生滑移或变形;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为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就会形成冲蚀的痕迹。

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,裂纹的扩展朝着与主拉应力垂直的方向进行,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,即应力和腐蚀介质的共同作用是引起腐蚀的条件,破裂则是腐蚀发展的结果。应力和腐蚀介质两者缺一不可,但它们之间不是加和的关系,而是互相配合对腐蚀起促进的作用。换言之,没有应力的配合,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产生应力腐蚀较为敏感的介质,因为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(张应力)。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,只有当拉应力达到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 and 组织结构有关,又与环境腐蚀介质的性质和应力的方向有关。

关于应力腐蚀断裂的过程机理目前有各种看法,而各种看法都有其特定条件下的实验依据,很难把不同材料在各种环境条件下发生应力腐蚀断裂的过程机理统一起来。目前比较集中的理论主要有两种:一种是应力—电化学理论(或称膜破裂理论),它可以基本解释低碳钢、不锈钢、铜合金和铝合金的应力腐

蚀破裂问题;另一种是氢脆致裂理论,它大体上可以解释高强度钢和钛合金的应力腐蚀断裂现象。

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。也是飞机结构中最普遍、且危害性大的一种破坏形式,对飞机的使用寿命有着直接的影响。

腐蚀疲劳与应力腐蚀有些相似之处,因此人们往往把它看成是应力腐蚀的一种特殊形式。但是,腐蚀疲劳与应力腐蚀也有许多不同之处。腐蚀疲劳与应力腐蚀的主要区别是应力腐蚀开裂有一个临界应力强度因子 K_{ISCC} ,当应力强度因子 $K_I \leq K_{ISCC}$ 时,就不会发生应力腐蚀开裂。但腐蚀疲劳就没有这个临界应力强度因子,只要在腐蚀环境中存在交变应力作用,断裂总会迟早发生的。此外,应力腐蚀只有在特定的环境介质中才会发生,而腐蚀疲劳没有这个限制,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,而介质的腐蚀性越强,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的广泛和深入,主要是应用力学—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,并在应力的作用下发生脆断而引起破坏。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,但由于它往往是腐蚀介质作用的结果而产生的,而且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。这样,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

这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成长丝状的腐蚀。通常可在紧固件附近或蒙皮边缘处发现。

11) 微生物腐蚀

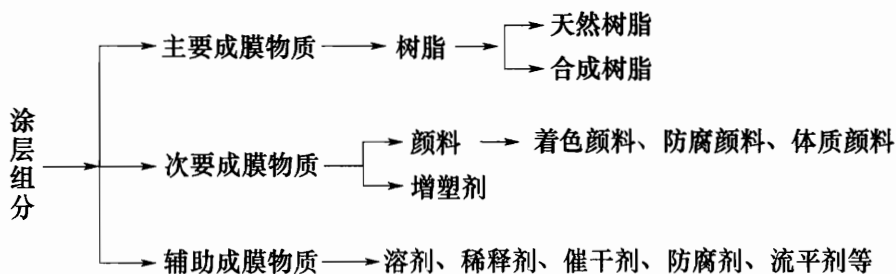
发生在整体燃油箱中,是由燃油中含有细菌和霉菌形成的代谢产物引起金属腐蚀。

总之,上述飞机金属结构腐蚀破坏类型之间彼此有一定的关系,通常腐蚀导致飞机结构耐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。飞机结构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延长迅速增加。飞机结构在制造过程中均已采取了一定的表面防腐措施。但是,当飞机使用一定年限后,特别是在沿海、沿湖、多雨、潮湿、高温地区使用的飞机,其构件表面防腐涂层会逐渐变质老化,失去与基体金属的结合力而脱落,于是构件就发生腐蚀。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,从而加速飞机构件腐蚀。如果不能及时地实施有效的腐蚀修理与控制,已腐蚀部位将加剧腐蚀,原来没发生腐蚀的部位,也可能出现新的腐蚀损伤。

4.2 防腐涂层的主要失效模式

4.2.1 防腐涂层的组分及作用

涂层是有机涂料涂敷于物体表面所形成的保护、装饰膜,早期大多采用植物油为主要成分,故称油漆。随着有机合成工业的发展,现在的有机涂层主要以合成树脂为基料,辅以颜料、填料、溶剂以及其他助剂。涂层的主要组分如下。



有机涂层可以按照基料中的主要成膜物质分为十几类,其中飞机上采用的有机涂层有硝基、醇酸、酚醛、环氧、缩醛、聚氨酯、丙烯酸、有机硅等,也可以按照用途分为清漆、磁漆、底漆、标志漆、示温漆、美术漆等。

有机涂层的主要用途是保护金属与非金属材料不受环境的侵蚀,延长使用

寿命,其保护作用主要依靠屏蔽、缓蚀和电化学作用来实现。

屏蔽作用:涂层使物体表面与外界隔离,阻止腐蚀介质的侵蚀。

缓蚀作用:涂层内部的化学组分与金属反应形成钝化膜,起缓蚀作用。

电化学作用:利用涂层组分中某些金属的电位比基体金属低,起阳极保护作用。

4.2.2 防腐涂层的失效判据

在当今飞机设计中,涂层系统已经被广泛的用于飞机结构的腐蚀防护层和装饰层,如钢、铝合金结构用的涂层都是以树脂为主的高分子材料,这些有机涂层在腐蚀因素(紫外光、热、氧气、湿度、温度骤变以及各种化学腐蚀介质等)的作用下,都会发生降解产生明显的老化,即随着使用时间的延长,其物理性能、化学性能及电学性能等逐渐降低,导致防护功能失效。

防腐蚀涂层失效的判据,目前一般是以外观检查和对涂层绝缘电阻的测试判断。

外观检查通常根据以下几方面进行判定。

(1) 涂层失去附着力,涂层与基材剥离,底漆与中间层或面漆剥离。

(2) 大面积严重起泡,基材与涂层间起泡,底漆与中间层起泡,面漆起泡等严重破坏涂层的整体性和防腐功能。

(3) 涂层物理机械强度丢失,涂层不耐腐蚀介质而快速降解导致涂层结构破坏。

(4) 带有功能性防腐涂层功能失效,如带有隐身的涂层和红外线反射能力的涂层,功能失效。

(5) 涂层表面出现点蚀或大面积腐蚀现象。

(6) 涂层严重粉化、失光、褪色。

涂层失效还可以用涂层的老化指标——绝缘电阻来表示,随着涂层使用年限的增长,涂层的耐久性降低,涂层的绝缘电阻降低。涂层的绝缘电阻可以通过直流电阻法和交流阻抗法测试。

4.2.3 防腐涂层的失效模式

防腐涂层的主要失效模式有以下4种。

1) 粉化、失光、褪色或变色

这三个现象往往是联系在一起的,对于在大气中使用的有机涂层是必然发生的结果,只是程度不同而已。只要底漆、面漆配套性较好,这种现象很少贯穿至底漆,不会对涂层的防腐性能带来本质的危害。

2) 涂层开裂或裂缝

根据开裂程度不同可分为以下几种。

(1) 表面微裂或细裂。通常微裂是发生在表面涂层,而且不贯穿至底涂层或基材。但是,附着涂层进行一步老化、变硬、变脆,内应力聚集,细裂可进一步发展至露出底层。图4-1给出了H06-2底漆出现的微裂纹,图4-2给出了由于微裂纹或针孔进一步发展,涂层组织疏松导致失效。



图4-1 微裂纹

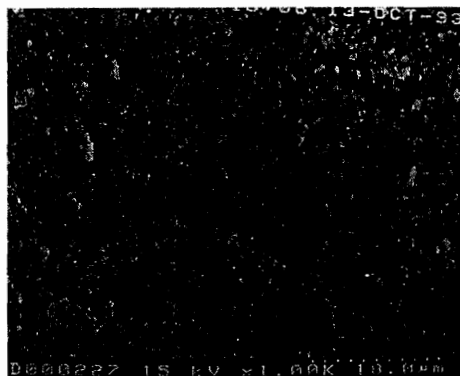


图4-2 疏松劣化

(2) 鳄裂。与微裂相似,鳄裂也是一种表面涂层发生的现象,只不过程度更严重。

(3) 开裂。开裂与微裂和鳄裂不同,它是整个涂层从表面至基材开裂,而不是表面涂层现象。微裂和鳄裂是表面应力的作用,而开裂是整个涂层在使用过程中由于底材与涂层的热膨胀率或吸水率不同,在环境温度、湿度变化条件下聚集的收缩应力所致。图4-3给出了涂层出现裂纹的情况。



图4-3 裂纹

(4) 泥裂。顾名思义,它类似于泥塘底干枯后,在阳光下彻底蒸发干后裂缝的状态。

3) 起泡

起泡是十分严重的普遍的失效模式。泡可大可小(到肉眼观察不到);可以发生在基材和底漆界面,也可出现在漆层之间。视环境条件大致可分为以下几种。

(1) 底漆与面漆缺乏附着力引起的起泡。

(2) 渗透压起泡。

(3) 溶剂滞留引起的起泡。

(4) 腐蚀介质渗透引起起泡。

图 4-4 和图 4-5 给出了涂层起泡的情况。



图 4-4 起泡

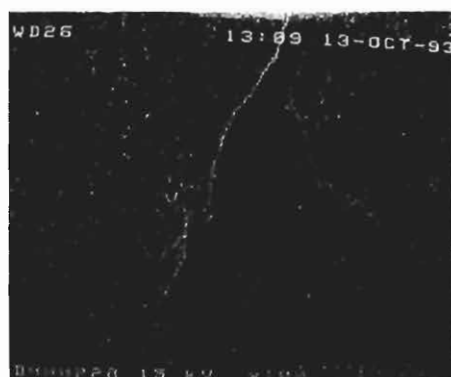


图 4-5 气泡破裂

4) 脱层或涂层脱落

脱层是与附着力丢失相关的一类灾难性涂层失效。它的表现形式和产生原因多种多样,主要发生的位置是基材和底漆以及底漆和面漆之间,图 4-6 给出了涂层脱落的情况。



图 4-6 破裂露底

4.2.4 防腐漆层失效的原因

防腐涂层失效的原因很多,涂料(底漆、面漆)在施工或涂装及固化成涂层的全过程中,任何一个环节出现错误都可能导致涂层在使用过程中过早失效。涂层失效与多种因素相关,如基材与底漆的配套性;底材表面预处理程度(清洁度、粗糙度及表面形态);施工和涂装对质量的保证(膜厚均一性及符合性等),结构设计的预处理(锐边,接缝,焊缝等容易失效部位);直接作用力和腐蚀介质影响等。在实际中,涂层失效的原因可能是其中一个,而大多数情况下往往是几个因素的综合作用。

防腐涂层失效的主要原因有以下几个方面。

- (1) 涂料(底漆、面漆)的质量和涂装工艺质量。
- (2) 外部的机械作用力、冲击力和机械磨损。
- (3) 腐蚀介质(化学介质,紫外线,放射线,氧化等)的直接降解。

防腐涂料经过涂敷、固化以后附着在结构表面上,涂层本身具有黏弹固体的特性,涂层失效必定受到某种应力的作用。外部机械作用力和腐蚀介质等都会引起应力,现就几种主要应力叙述如下。

(1) 机械应力:它包括涂层受温度变化影响热胀冷缩产生的应力;振动源引起的振动应力,外来物体对涂层冲击产生冲击应力;结构受力变形引起的应变弯曲应力等,涂层所经受的这些应力必须释放出来。涂层如何释放应力将决定涂层是否失效及失效的模式。如涂层受力产生永久变形,涂层就失效。

(2) 涂层内应力:它是涂层固化时体积发生收缩产生的应力。

(3) 老化应力:光、热及湿度等一些气候因素和腐蚀介质等对涂层引起降解、老化引起化学键断裂,极大地改变了涂层的物理、化学及机械性能,从应力的意义上讲引起老化应力。

4.3 结构透明件的老化失效模式

4.3.1 概述

有机玻璃(organic glass)俗称明胶玻璃,一般是指聚甲基丙烯酸甲酯(poly-methyl methacrylate)类的本体聚合物,聚合度为2万~3万,平均分子量为200万左右,它是一种无色透明的热塑性塑料。其航空品级不仅已广泛用来制作各种类型飞机的座舱盖、风挡、观察窗等透明部件,而且也是防弹玻璃等复合玻璃的主要组成部分,长期以来一直作为飞机透明件的主要透明材料。由于飞机的

飞行高度不断提高,对航空有机玻璃的要求也相应提高,因此出现了许多新的有机玻璃品种。在我国飞机上使用过或正在使用的有机玻璃主要品种有增塑的浇铸有机玻璃,如 YB-2、YB-3;共聚的浇铸有机玻璃,如 YB-4;不增塑的定向有机玻璃,如 DYB-3、MDYB-3;增塑的定向有机玻璃,如 DYB-2;共聚的定向有机玻璃,如 DYB-4、MDYB-4;还有目前正在定型试验的轻度微交联定向研磨有机玻璃(YB-DM-11)以及从国外引进的轻度交联定向有机玻璃(YB-DM-10)和 AO-120 有机玻璃等。

航空有机玻璃性能上的主要优点如下。

(1) 特别优异的光学性能。由于它是无色透明的均质塑料,且其表面便于磨平和抛光,所以板材和制品都具有非常良好的光学性能。它的透光率为 91%~93%;影像变动较小,较少出现光学畸变;表面的光学缺陷和其他缺陷可用抛光和磨光等方法方便地将其除掉。

(2) 比密度小,强度高,韧性好。航空有机玻璃的比密度约为 1.18,这对减轻飞机的重量非常有利。它的抗拉强度大于 63.7MPa,压缩强度大于 127.4MPa,净弯曲强度大于 117.8MPa,基本上满足了飞机结构材料的要求。

(3) 良好的耐气候性。老化试验和实际使用证明,航空有机玻璃耐气候性比一般常用塑料优越。

(4) 优良的热塑和加工性能,易于加工成形。加热到一定温度后,有机玻璃软化变成高弹态,运用模具或夹具,可以获得各种复杂的几何形状,冷却后即可成形。同时它还具有良好的机械加工性能。

但是,航空有机玻璃也有如下明显的缺点。

(1) 表面硬度不高,容易引起划伤、擦伤。

(2) 对缺口和应力集中相当敏感,抗裂纹扩展能力不够好。

(3) 较容易引起银纹(包括应力银纹和应力溶剂银纹)。

(4) 热膨胀系数大,导热性差,容易形成大的温度应力。

(5) 材料性能受温度等环境因素影响大。

4.3.2 结构透明件的失效表现及原因

失效具有广泛的含义,通常指金属和非金属制件丧失规定功能的现象。失效分为部分失效和完全失效。

部分失效:指制件丧失一部分或几部分功能,仍具有一定的使用寿命。例如:飞机座舱盖所用有机玻璃产生了银纹或裂纹后,其性能虽然下降,但在很多情况下该座舱盖仍可以继续使用。

完全失效:指制件完全丧失功能,在完全失效后就不能继续使用。

航空非金属件所用的固体材料,如橡胶、塑料、复合材料和有机玻璃,以及部件连接中用的胶黏剂等都是高分子材料。尽管各种非金属件的具体失效形式是复杂和多样的,但归纳起来造成失效的原因主要有两类:一类是因制件材料本身在加工、贮存和使用过程中受各种环境因素的作用而性能逐渐变坏,以致部分或全部地丧失其使用价值,这一类称为老化失效;另一类是制件在使用中长期受机械力的作用或因偶然原因受意外力的作用而产生超过设计允许的变形量甚至断裂,这一类称为机械失效。不过,这两类失效原因并不是彼此完全独立的。例如:机械力本身也是导致材料老化的环境因素之一,而材料的老化失效又往往导致或促进制件的机械失效。

4.3.2.1 结构透明件老化的表现

1) 高分子材料的大气老化

高分子材料(有机玻璃、橡胶等)的大气老化受到很多环境因素的影响,其中最主要的因素是太阳光紫外线、温度及湿度,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,从而导致高分子材料发生物理和化学变化。

2) 有机玻璃的银纹

有机玻璃在使用过程中常常出现所谓银纹这类微裂纹,因此研究有机玻璃裂纹扩展必然涉及银纹现象。有机玻璃局部受到拉伸应力后,经过一定时间,其表面会产生许多与应力方向垂直的微型裂纹,这种微型裂纹在光线照耀下闪射出银光,故称为“银纹”。

银纹有两种形式:一种是应力银纹,这种银纹带有方向性,垂直于应力方向,银纹较长,分布密度小;另一种是在溶剂作用下产生的溶剂银纹,这种银纹没有方向性,长度较短,分布密度较大。当然有机玻璃同时受到应力和溶剂的作用,则产生的银纹既具有应力银纹的特征,又具有溶剂银纹的特征,这种银纹称为应力溶剂银纹。

有机玻璃产生银纹的原因,大致有以下几个因素:

- (1) 溶剂(烯酸、酒精及水等)的影响。
- (2) 温度、湿度和曝晒的影响。
- (3) 有机玻璃表面的缺陷。
- (4) 机械应力作用或有机玻璃内有较大的残余应力和装配应力。

在疲劳载荷作用下,试样经一定的循环次数后,其表面产生银纹,随着循环次数的不断增加,银纹长度和数量相应增加,当银纹的长度和数量达到一定值时,其中必有一个或几个最具有发展条件的首先形成疲劳核,并逐渐扩展为疲劳裂纹,扩展的模式大致见图4-7。

图4-7中A为弹性应变区,B为空隙核和微细丝的区,C为银纹增长部分,

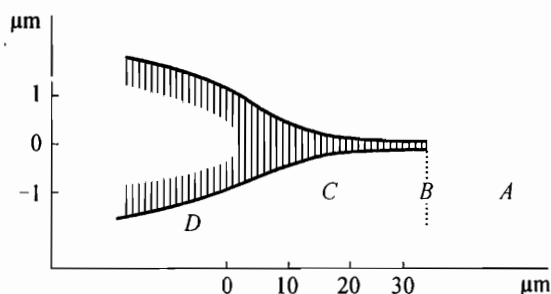


图 4-7 有机玻璃银纹的引发及扩展

D 为银纹转变成裂纹区(由于应力作用微细丝发生破断)。银纹转变为裂纹的过程是:高分子材料在应力作用下,首先在薄弱区产生局部屈服塑性形变,形成银纹,银纹尖端由于在尖端前方产生空隙而向前位移,这种位移由于银纹尖端处的一些分散或较小的银纹的集结而产生位移,银纹内的银纹细丝物质产生扩伸而使银纹增宽,银纹细丝会破坏或缠结而成为空隙。

影响有机玻璃寿命的主要因素是:

(1) 气动和增压载荷持续和反复作用引起的疲劳。

(2) 反复高、低温冲击引起的热疲劳,高温导致材料疲劳性能降低和分散度增大,温载持续作用对寿命的蠕变影响。

(3) 有机玻璃制造、成形、加工、使用环境过程中引起的残余应力。

(4) 日光曝晒、气候环境、使用环境导致的老化影响。

飞机座舱盖在部队飞行使用中,常常发生如下 3 类故障:

(1) 有机玻璃表面局部银纹。常发生在接触有害溶剂、有残余应力集中较高的部位。个别银纹在持续和反复拉应力作用下发展较快,形成亮点裂纹甚至导致玻璃破裂。

(2) 两侧卡布隆带脱胶是早期空中爆破的主要原因,自从改用丙烯酸胶后,故障基本排除。

(3) 边缘螺栓孔和凹槽处的裂纹是当前舱盖爆破的主要原因,十多年来已有不同型号、多架飞机发生类似的爆破事故,因为起裂源被骨架和密封胶所覆盖,到达临界尺寸以前,很难从外部检查中发现,对飞行安全的威胁较大。

4.3.2.2 导致座舱盖有机玻璃失效的原因

(1) 结构设计上存在缺陷。从飞机座舱盖出现裂纹的位置与分布来看,主要出现在后花槽,这与结构设计有关。座舱盖玻璃上所受的载荷,包括座舱增压与空气动力负荷,基本上是通过两侧涤纶带传递到骨架上去的,而后花槽缺口的方向与受力方向垂直,槽口受力大,据在平板玻璃上测量,有机玻璃开槽缺口敏

感系数为 0.5 ~ 0.6。

(2) 温差应力。飞行时座舱内的温度一般为 25℃, 由于气动加热舱盖玻璃外表面的温度可达 90℃ 以上, 玻璃受热膨胀, 而槽、孔部分由于嵌在骨架内部, 蒙皮内又有隔热的橡皮垫等, 其温度比骨架外低得多。骨架内外舱盖玻璃的温差, 使槽、孔部分受到相当大的拉伸应力的作用。后花槽裂纹的排列与这种温差应力的方向一致, 说明裂纹的生成和发展与其有关。

(3) 工艺因素的影响。有机玻璃成形、加工、装配等工艺因素也是裂纹产生的重要原因。

(4) 材料的影响。不同的有机玻璃材料, 具有不同的性质。像 YB-4 有机玻璃属脆性材料, 对裂纹和应力集中较为敏感, 温差应力大, 在拉应力下容易产生裂纹, 易发生低应力脆断。此外所有材料都存在一个环境老化的问题。

4.4 复合材料结构的老化失效模式

4.4.1 复合材料的老化机理

这里的复合材料是指碳纤维增强树脂基复合材料, 简称 PMC。

树脂基复合材料(PMC)由纤维、纤维与基体的界面、树脂基体三个基本组分组成。复合材料经过长期老化, 其刚度、强度、疲劳寿命等主要的设计性能会发生变化, 这些性能的变化主要与树脂基体力学性能的变化相关联, 与碳纤维关系不大。所以, 在许多环境下树脂基体性能的变化成为 PMC 强度降低或变化的关键。

用作 PMC 基体的树脂聚合物在环境下性能的变化称作树脂老化降质。树脂老化降质的机理分为: 化学老化、物理老化和机械老化。

4.4.1.1 化学老化

化学老化指树脂聚合物的链发生不可逆变化, 例如: 交联和链降解。化学老化降质机理包括: 热氧化、热和水解。在 PMC 典型的使用温度(20℃ ~ 176℃)范围内, 交联和氧化占主导地位。当使用温度过高或使用时间过长, 则热氧化就变得更为重要。化学老化的结果是交联度增加。在交联度达到一定的增量时就会提高有机玻璃化转变温度(T_g)从而影响该材料的物理性能。

4.4.1.2 物理老化

物理老化定义: 树脂聚合物在玻璃态范围内, 其模量、强度、延展性因时效而发生的显著变化。

树脂聚合物处在低于其 T_g 的环境温度下时, 材料因趋于热力学平衡而发生

物理老化。物理老化的特点是:材料的熵、焓和自由体积发生变化,且体积的变化是温度的函数。体积—温度曲线的斜率依赖于材料的降温或升温速率。熵、焓和自由体积的变化将引起力学性能的变化。

环境温度在 T_g 之下,若材料处于恒温状态,随着时间历程的增长,物理老化表现在材料的体积会连续而缓慢的减小。这种现象发生的原因是材料的体积总是趋于一种理想的平衡状态(环境温度在 T_g 以上时这种响应是瞬时发生的)。

由于绝大多复合材料在玻璃态范围内使用,所以物理老化对使用中的复合材料的耐久性有巨大的影响。对所有玻璃态的聚合物将其加热到 T_g 以上然后快速冷却,其物理老化是可逆的。由于热固性材料不具备热可逆性,可以推测影响它交联度和链降解的温度有提高的趋势。实际使用中的平均温度和使用期内的热历程对物理老化的速率有强烈的影响。

4.4.1.3 机械老化

机械老化降质是不可逆过程,是宏观可见的。机械老化降质机理包括基体开裂、分层、界面降质、纤维断裂和非弹性变形。因此对于刚度和强度这样的工程特性有直接的影响。

蠕变、塑性变形和应力松弛都属于机械老化的范畴。如果材料内的应力过高,其响应不再属于弹性范围,即进入塑性,这个应力水平叫做弹性极限。这个应力去掉之后,仍然存在的应变叫做非弹性应变或塑性应变。尽管在塑形变发生时伴随有随时间改变的应变,但塑性应变是不随时间改变的应变。蠕变是材料处于恒定应力下依赖于时间的连续变形。蠕变以逐渐减小的速率发生的第一阶段叫初始蠕变;第二阶段蠕变过程处于恒定速率;在材料破坏前的最后阶段蠕变速率增大。应力松弛是材料处于恒定应变时应力逐渐减小的过程。这个应力在经过一段时间后逐渐达到一个极限值。

在一些情况下,机械降质仅仅在化学老化和物理老化改变了聚合物特性之后才显得突出的。例如,对于基体经常沿曝露面或沿边缘开裂的热固性材料,其热氧化稳定性就是一个问题。一旦裂纹产生了,就将成为机械载荷施加后裂纹扩展的起点。一旦裂纹开始增长,新增长的裂纹给热固性材料又提供了新的表面积,然后又成为新的裂纹的起点。

4.4.2 复合材料结构的老化失效模式

4.4.2.1 复合材料老化环境分类

复合材料结构发生老化降质是在外界环境因素作用下的时间效应结果。外界因素在宏观上归类为湿热因素、光因素、腐蚀介质因素、生物因素等。但老化降质的机理仍然是化学老化、物理老化和机械老化。因为材料所处环境因素不

同,老化降质的结果从宏观上也表现出不同的规律。用于飞机结构的复合材料其老化失效模式也就因所处的环境因素不同而不同。

4.4.2.2 复合材料在湿热老化环境下的失效模式

在上述的老化环境因素中,湿热老化因其具有存在的普遍性、湿热应力和机械载荷的耦合性、飞机使用过程中湿热环境的不可避免性、复合材料对其的敏感性、老化所导致结果的严重性等诸多因素,使得湿热环境因素成为造成复合材料老化降质的最突出的因素。自从复合材料在飞机结构上使用时起,设计者就对湿热老化对复合材料层压板力学性能的影响这一问题非常关注,国内外相关学者和研究机构对该问题进行了细致深入的研究。

复合材料的湿热老化实际上是复合材料经受吸湿、温度和应力联合作用下而产生的物理性能和机械性能退化过程,退化机理仍然是化学老化和物理老化作用于纤维、界面和基体上引起的。在吸湿过程中,结构产生溶胀应力,而湿结构在热冲击下由于外层快速脱湿而产生更大的溶胀应力。这种内应力的反复作用并达到某一量级时会产生应力开裂,以致于形成龟裂。这种龟裂会影响复合材料的再吸湿和再干燥速率,最后可能形成宏观裂纹。从而影响其力学性能。关于湿热老化对复合材料层压板力学性能的影响国内外的研究成果如下。

(1) 湿热老化效应。

① 湿热老化对 5208、5209、934 三种基体的复合材料层板在室温下的拉伸和弯曲强度不但没有使其下降反而有所提高,高温下的性能呈小幅上升或下降趋势。

② 常温下试验,老化时间和吸湿量对环氧树脂基体复合材料的层间剪切强度影响轻微。在 100℃ 下试验,层间剪切随吸湿量的增加呈线性下降,吸湿量每增加 1%,层间剪切强度下降 7.9MPa。另外,吸湿量低于某一特定值时,层间剪切强度基本不变,当大于这一特定值时,层间剪切强度严重下降(饱和状态和干态相比,大约下降 50%)。

③ 湿热老化对 5208、5209、934 三种基体的复合材料层压板在室温下的压缩强度有严重影响,10 年后压缩强度下降近 30%,高温下影响会更严重。

④ 湿热老化对 5208、5209、934 三种基体的复合材料层板短梁剪切强度的影响呈奇特的现象,老化 1 年、2 年、3 年后,室温下和高温下的剪切强度都下降较大,5 年后下降较少,10 年后室温下的剪切强度反而有所提高,高温下基本保持基准值。

⑤ 实验室加速老化试验在预估复合材料的耐久性方面是有用的。

⑥ 老化后不仅要进行室温下的强度试验还要进行高温下的强度试验。

(2) 湿热循环老化效应。

① 湿热/热载谱作用下,HT3/5405 试验件的吸湿量初期呈线性增加,随后

在经受吸湿/干燥/再吸湿/再干燥的循环环境过程中,吸湿量呈上升、下降、上升的复杂趋势,但循环后的吸湿量均小于平衡吸湿量,含冲击损伤的吸湿量较大,最大吸湿量为 1.03%,循环后吸湿量为 0.65%。

② 湿热循环对 HT3/5405 无损层板拉伸和压缩性能的影响量级在 10% 以内;使带孔层板的拉伸性能普遍下降且下降幅度在 15% 左右,但这种情况下破坏模式无变化。

③ 湿热循环对 HT3/5405 的冲击后压缩强度(CAI 强度)影响严重,强度保持率仅为 79.1%,无损检测表明湿热循环后,损伤区仅有少许扩展或不扩展,湿热内应力还未达到引起损伤扩展的量级。湿热循环对破坏模式没有大的影响。

④ 湿热循环老化后,蜂窝夹层的性能除面板模量下降外,其他均无大的变化。

4.4.2.3 复合材料的紫外线老化及控制

在实际使用中紫外线辐射对单向层压板的模量有影响,虽然该影响的过程是缓慢的,但是,最终的损伤程度是不可忽视的。研究结果表明:试验件在 12.260~40.866 当量太阳小时照射下,拉伸刚度大约下降 6%~10%,在 17.800 或 22.800 当量太阳小时照射下,弯曲模量下降 12.5% 或 28.0%。

实际使用情况证明:可以采用喷涂防护涂层的方法避免紫外线老化的发生,且这种方法是有效的。在涂层完好的情况下紫外线老化可以不计。应该注意的是不同的复合材料材料体系选用的涂层也不同。

4.4.2.4 复合材料的化学老化及控制

通常腐蚀老化是指复合材料所处的环境中含有腐蚀性化学介质。为了控制环境介质对复合材料的腐蚀,采用的主要措施:

① 通过提高结晶度、取向度、交联密度、基体紧密性或使用表面处理剂、增强树脂与纤维的粘接强度等手段来提高材料自身的耐蚀性;

② 使用防护涂层。值得说明的是:复合材料对腐蚀性流体(燃油、液压油、防冻液等)不敏感,可以不考虑。

4.4.2.5 复合材料的生物老化及控制

飞机上复合材料的生物腐蚀主要发生在油箱底部,燃油中含有水分和其它杂质,为生物的生存提供了条件。对复合材料能造成危害的生物主要有细菌、真菌、霉菌等,它们能产生一些如乳酸、草酸等酸性物质,与复合材料发生反应。在海洋环境中使用的飞机,生物腐蚀更为突出,除上述微生物作用更严重外,还可能有海洋生物的破坏,如昆虫、凿船虫等会咬食复合材料。控制生物腐蚀的发生可以采用以下措施:

① 控制燃油质量、降低水分和其他杂质含量。

- ② 油箱中设计有效的排水系统,定期排水。
- ③ 使用防生物涂层。
- ④ 燃油中加可起杀菌作用和拟制生物生长作用的添加剂。

4.4.2.6 复合材料的电偶腐蚀及控制

复合材料与金属之间存在着电偶腐蚀。由于碳纤维在一般环境中呈惰性,显示贵金属特性,电位较高,在与金属连接时,几乎都起阴极作用,加速金属的腐蚀。电偶腐蚀的发生需具备三个条件:电位差、电解质和导电连接,所以在设计时应从后两个条件着手解决复合材料与金属之间的电位腐蚀以保护金属。

另外,砂蚀和雨蚀也是很缓慢的过程,涂层可以有效地克服这些因素的影响。迎风面涂层可以选用防蚀漆、金属防护层和陶瓷保护层。

第5章 金属结构与涂层加速腐蚀试验

5.1 引言

5.1.1 加速试验环境谱与当量加速关系的意义与作用

5.1.1.1 加速试验环境谱与加速腐蚀试验的意义与作用

要进行飞机结构腐蚀/老化控制,必须研究环境腐蚀对飞机结构疲劳寿命与腐蚀失效的影响,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腐蚀环境影响,地面停放腐蚀是环境腐蚀的重要因素。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,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,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。

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。

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腐蚀/老化控制有着至关重要的意义。

5.1.1.2 确定加速腐蚀当量加速关系的意义

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,具有重要意义。

5.1.2 加速试验环境谱编制原则与类别

5.1.2.1 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,再现实服役过程出现的腐蚀损伤形式与特征以及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。

5.1.2.2 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)降低的状况,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,而以金属基体腐蚀作为编制的依据。

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进行飞机结构腐蚀控制具有重要意义。

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时间内防腐涂层失效后金属基体的腐蚀发展过程,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。

5.1.3 当量加速关系的定义与确定方法综述

5.1.3.1 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地面停放单位时间 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线性的, 这主要是因为在同类腐蚀环境下, 无论其强弱, 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

$$T = \beta t \quad (5-1)$$

式中: β 为当量加速关系, 又称为加速系数 (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。

为了说明线性当量加速关系的合理性, 这里给出铝合金基体加速腐蚀当量关系确定的一个试验实例。在下面 5.3.2 节中为建立铝合金基体在 EXCO 溶液中加速腐蚀与沿海大气曝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, 并对试件的腐蚀深度进行了测量。通过对试验数据的处理与分析, 给出了试件腐蚀深度 d 随加速腐蚀时间 t 的变化规律

$$d = At^\alpha (\alpha = 0.814) \quad (5-2)$$

对大气曝露 1.5 年和 3 年的试件腐蚀深度测量结果表明, 其蚀坑深度 D 随曝露年限 T 的幂函数关系为 $D = A'T^{\alpha'} (\alpha' = 0.782)$, 可以认为 $\alpha \approx \alpha'$ 。由加速腐蚀 t 小时与大气曝露 T 年对应的腐蚀深度相等, 即 $At^\alpha = A'T^{\alpha'}$, 则有

$$T = \left(\frac{A}{A'}\right)^{\frac{1}{\alpha}} t = \beta t \quad (5-3)$$

5.1.3.2 当量加速关系确定方法概述

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) 关于当量折算方法的应用范围, 应注意以下几点。

① 基于金属电化学腐蚀规律的当量折算法只适用于金属结构基体, 而不适

用于结构的非金属涂层。内部结构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结构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涂层防腐体系失效后的加速腐蚀当量关系。

② 当量折算法适用于地面环境谱和结构关键部位局部环境谱已给出的情况,对于新研制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物理量,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物理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,由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。对于疲劳关键部位而言,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;对于腐蚀关键部位的金属基体,腐蚀程度则主要是腐蚀深度及面积。

(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地面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。疲劳寿命相同可通过使用谱载下模拟试件疲劳试验实现;而疲劳强度通常可用结构细节疲劳额定值 DFR 表示,疲劳强度相同即对应着两种环境腐蚀后具有相同的 DFR 值,DFR 的定义为应力比 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 105 次循环对应的最大应力值;

(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地面停放环境下放置若干不同年限的模拟试件。对于飞机外露的结构疲劳关键部位而言,可以通过模拟试件在机场的自然曝露实现地面停放指定年限的腐蚀,而对处于飞机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。

5.2 加速试验环境谱

5.2.1 疲劳关键部位加速试验环境谱

5.2.1.1 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。同时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。由于工业污染,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。从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。

5.2.1.2 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,由于变形的作用,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,在加速试验之前增加一定次数的高载静拉伸。

5.2.1.3 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 30min ~ 60min 分钟组成,浸泡时间约占其中的 1/4 ~ 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。

5.2.2 腐蚀失效关键部位加速试验环境谱

5.2.2.1 影响涂层失效的主要腐蚀因素和涂层失效形式

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部位等,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) 内部结构的腐蚀失效关键部位。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。

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积聚腐蚀物质,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结构。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,而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。另外,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,但是每日早晚阳光的斜射会有一定程度的太阳光到达下表面结构;飞机高空飞行过程中,外部结构会承受一定的低温和载荷作用,导致涂层龟裂。飞机在超声速飞行过程中,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导致腐蚀因素积存的结构,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,同时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。如果飞机结构邻近发动机部位,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、疲劳载荷和一定的高温作用。

3) 涂层失效形式

(1) 对外露腐蚀失效关键部位(连接件)而言,环境导致涂层腐蚀老化直至失效,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结构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部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,关键部位的腐蚀通常已经比较严重,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。

5.2.2.2 外露腐蚀失效关键部位的加速试验环境谱

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(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。一个周期包含五个环境块,当量外场使用 1 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。加速试验环境谱流程见图 5-1。

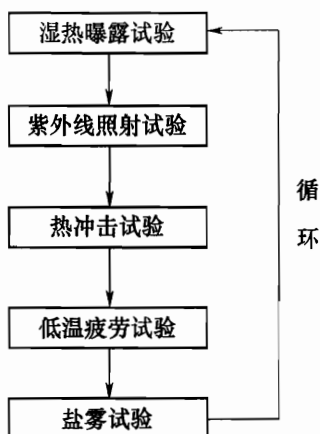


图 5-1 涂层加速试验环境谱及其流程图

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。因此在建立典型腐蚀部位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) 湿热曝露试验。湿热环境是飞机服役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,主要取决于气候条件。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 $T = 43^{\circ}\text{C}$ 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。加速试验环境谱的紫外线照射试验由紫外辐射环境箱实现,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辐射量确定,并等于后者除以前者。紫外辐射造成的涂层老化还与光照时环境温度有一定关系,它可参考文献[11]、GB2424.14 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质量以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的影响,从而对升温 and 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,应力水平的高低要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内应力谱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,可取盐雾曝露时间和 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 ± 0.1)% 的 NaCl 溶液,pH = 6.5 ~ 7.5;酸性盐雾为在 NaCl 溶液中加入稀 H₂SO₄,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。

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某型歼击机的主要外露腐蚀失效关键部位(机身、机翼和水平尾翼下蒙皮),以这些外露部位涂层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。表 5-1 给出了我国 13 个城市年平均太阳辐射量的实测值,其中广州、成都、武汉、南京、福州、拉萨六个城市处于亚热带。而广州地区某型飞机机场,能

代表该型飞机实际环境作用情况,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,因而太阳辐射量偏大外,在某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 $Q = 4687 \text{ MJ/m}^2$ 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	$Q(\text{MJ/m}^2)$	城 市	$Q(\text{MJ/m}^2)$
沈阳	4665	福州	4215
北京	4921	广州	4687
兰州	5151	拉萨	6998
西安	4086	昆明	5497
武汉	4114	海口	5332
南京	3889	吐鲁番	5089
成都	3507		

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 299 MJ/m^2 ,当年的太阳总辐射量为 4580.3 MJ/m^2 ,由此可算出紫外线辐射量占太阳总辐射量的比例为 $\eta = 299/4580.3 = 6.53\%$ 。将 η 乘上广州地区年平均太阳总辐射量 (4687 MJ/m^2),得到了广州地区年平均紫外线辐射量 $Q_z = 306.06 \text{ MJ/m}^2$ 。

② 初步估算某型飞机外露腐蚀失效关键部位年紫外线辐射量。某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 $1/4 \sim 1/2$ 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_x 表示;冬至日紫外线辐射量最弱,用 q_D 表示。 q_x/q_D 值与纬度关系很大,文献[11]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 $q_x/q_D = 3$ 。通常每年的紫外线总辐射量可表示为:

$$Q_z = \frac{1}{2}(q_x + q_D) \times 365 = 2q_D \times 365 \quad (5-4)$$

表 5-2 q_x/q_D 值

纬度	地点	q_x/q_D
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 时后太阳光斜射至水平尾翼和机翼下表面。文献[11]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。

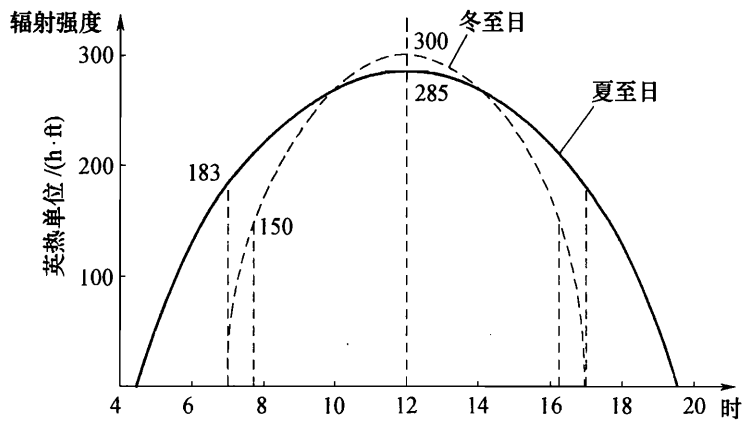


图 5-2 夏至与冬至日太阳辐射强度

按此图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

$$Q'_Z = \frac{1}{2}(K_x q_x + K_D q_D) \times 365 = \frac{1}{2} q_D (3K_x + K_D) \times 365$$

它占全年紫外线总辐射量的比例

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

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天~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(1/4~1/2),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:

$$K'_z = 0.1855 \times (100 \sim 200) \times (0.25 \sim 0.5) / 365 = 0.0127 \sim 0.0508$$

而关键部位每年接受的紫外线辐射量

$$Q'_z = (0.0127 \sim 0.0508) \times 306.06 = (3.85 \sim 15.54) \text{ MJ/m}^2$$

③ 试验时间的确定。在采用的紫外线辐射箱和试件安排条件下试件表面紫外辐射强度为 60 W/m^2 ,用 Q'_z 除以该值,得到加速试验环境谱中紫外照射环境块的作用时间范围为(18~72)h。

为确定试验照射时间,采用该型飞机机身、机翼与水平尾翼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2个周期后取出试件,重点观察其表面涂层受紫外线作用的变色、失光情况,发现漆层变色严重、光泽明显下降。将紫外照射96h的漆层与外场使用不同年限飞机的漆层进行对比,发现其变色、失光情况与使用4年~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辐射量为 $Q'_z = 5.18 \text{ MJ/m}^2$ 。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照度 K ,即可求得每个周期(地面停放1年)所需的紫外照射试验时间

$$t = Q'_z \times 10^6 / (K \times 3600) \text{ (h)} \quad (5-5)$$

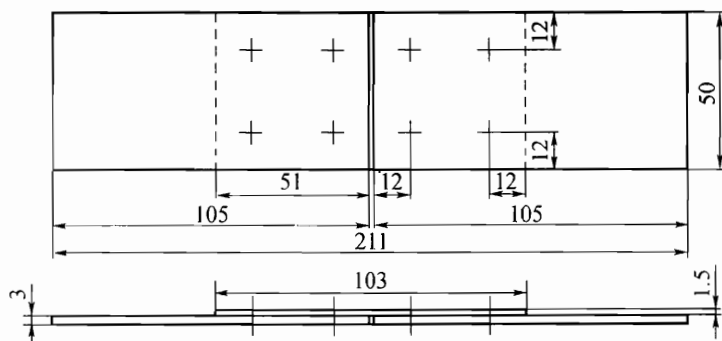


图5-3 含涂层连接件模拟试件图

(2) 确定热冲击与低温疲劳试验条件。

① 某型飞机超声速飞行时关键部位的最高温度不超过 149°C , 作用时间约 1h 左右, 因此, 热冲击试验条件为 149°C 下作用 1h, 这和美国 F-18 飞机蒙皮涂层加速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 $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min}) = (110, 20)\text{MPa}$, 循环次数 500 次, 高空飞行时外露部位的温度在 $(-53 \pm 10)^{\circ}\text{C}$ 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及其流程如图 5-4 所示。

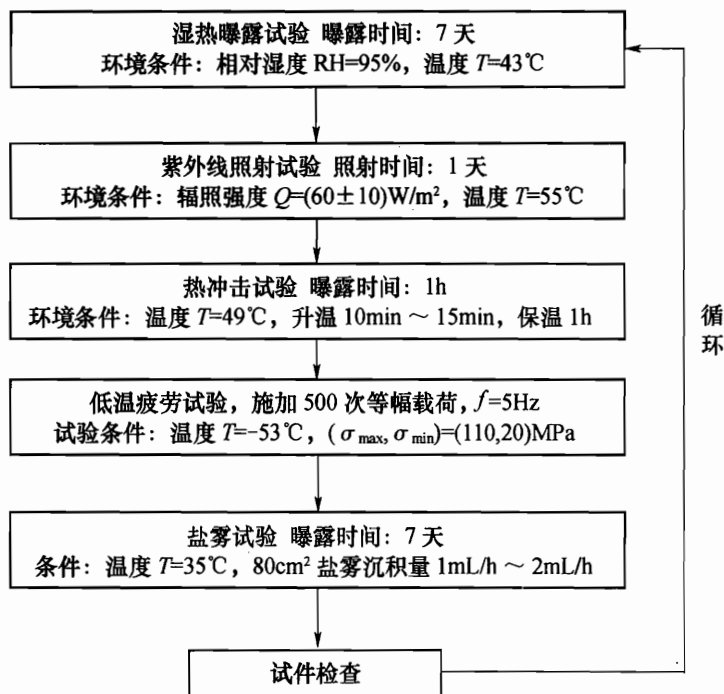


图 5-4 典型外露部位加速试验环境谱

5.2.2.3 内部腐蚀失效关键部位加速试验环境谱

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关键部位所处环境基本相同时, 可以采用与图 5-1 相似的环境谱, 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, 通常均是对现有的环境谱进行适当改进而获得。

(1) 修改的涂层加速环境谱

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 紫外照射。内部腐蚀失效关键部位没有紫外照射作用,删去紫外环境块。

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 $-10^{\circ}\text{C} \sim 80^{\circ}\text{C}$ 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,见图 5-5。

(2) 溶液浸泡 + 疲劳的加速环境谱

对于环境比较恶劣的内部腐蚀失效关键部位,采用上述修改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

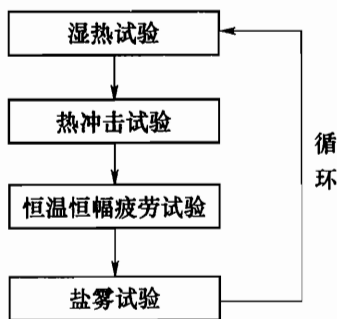


图 5-5 内部关键部位涂层加速试验环境谱流程图

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,也可以适当的提高温度。

② 疲劳载荷 疲劳载荷与施加环境与(1)相同。

2) 典型内部腐蚀失效关键部位加速试验环境谱

结合某型飞机某主承力框下半框腹板进行说明。

(1) 腐蚀损伤形式。某型飞机结构外场检查发现:使用若干年限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,由于下半框临近发动机,平均每年 $70^\circ\text{C} \sim 100^\circ\text{C}$ 高温环境持续 7.5h,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 修改的涂层加速试验环境谱。对图 5-5 中的加速试验环境谱进行调整,得到修改的涂层加速试验环境谱见图 5-6。

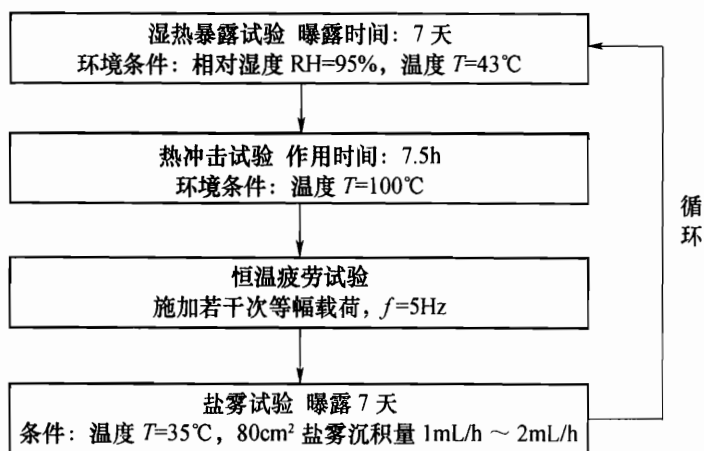


图 5-6 典型内部结构涂层加速试验环境谱流程图

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 ₂ SO ₄	3ml/L

保证溶液 pH=0.4。温度: $T=(43 \pm 2)^{\circ}\text{C}$ 。

常温疲劳: 室温大气环境下施加恒幅载荷若干次, $f=4\text{Hz}$ 。

5.2.2.4 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:

(1) EXCO 溶液浸泡, 其配比为:

NaCl	234g/L
KNO ₃	50g/L
HNO ₃ (浓度为 68%)	6.8ml/L

pH=0.4。

(2) 温度 $T=25^{\circ}\text{C}$ 。

5.3 确定当量加速关系的几种方法

5.3.1 当量折算法

5.3.1.1 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 作为腐蚀量的变量, 则有

$$Q = \frac{1}{F} \int_0^t I_c d\tau \quad (5-6)$$

式中: F 为法拉第常数, I_c 为不同环境下的电流, 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 ;

而其加速试验环境谱腐蚀电流为 I'_c , 试验时间为 t , 腐蚀量为 Q' , 依据式(5-6)应有

$$Q' = \frac{1}{F} \int_0^t I'_c d\tau \quad (5-7)$$

根据腐蚀量相等准则 $Q = Q'$, 则有

$$\frac{1}{F} \int_0^t I_c d\tau = \frac{1}{F} \int_0^t I'_c d\tau \quad (5-8)$$

严格说, I_c 与 I'_c 应为时间的函数, 但大量试验表明, 飞机结构材料在地面环境谱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, 可以近似认为是常数, 于是有

$$I_c t = I'_c t' \quad (5-9)$$

由此导出

$$t' = \frac{I_c}{I'_c} t \quad (5-10)$$

引入折算系数

$$\alpha = \frac{I_c}{I'_c} \quad (5-11)$$

则有

$$t = \alpha t' \quad (5-12)$$

式(5-12)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作用时间之间当量关系的基础。

5.3.1.2 实施方法

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(5-12)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经济的, 工程上可行的方法通常是测定不同温、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当量折算系数, 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当量折算系数。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环境谱、加速试验环境谱下的当量折算系数。

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) 将每年的地面环境谱作用折算为温度 $T = 40^{\circ}\text{C}$ 、湿度 $\text{RH} = 90\%$ 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 $T = 40^{\circ}\text{C}$ 、湿度 $\text{RH} = 90\%$ 的标准潮湿空气的作用小时数 t_2 。

(4) $\frac{t_1}{t_2}$ 即为当量加速关系 β , 即加速试验环境谱作用 β 小时相当于地面停放 1 年。

5.3.1.3 各种典型环境之间的折算系数

1) 不同温度和湿度下潮湿空气之间的折算系数

文献[6]测定了铝合金和结构钢在不同温度、湿度下试件的腐蚀电流,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 $T = 40^{\circ}\text{C}$ 、湿度 $\text{RH} = 90\%$)的 α 为 1。表 5-3 中给出了不同温度、湿度组合对应的 α 值。图 5-7 中给出了铝合金折算系数的三维图形。

表 5-3 潮湿空气与标准潮湿空气的折算系数

材料	RH/%	T/ $^{\circ}\text{C}$				
		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
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

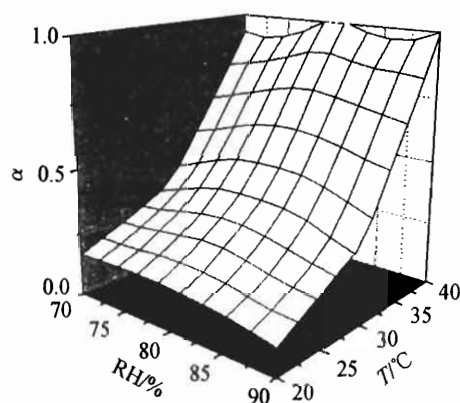


图 5-7 铝合金当量折算系数曲面

2) 不同浓度 NaCl 溶液与水介质之间的折算系数

文献[6]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 5-4。

3) 不同浓度酸与水介质之间的折算系数

文献[6]给出了铝合金与结构钢不同浓度的 HNO_3 、 HCl 、 H_2SO_4 溶液与水介质之间的折算系数,见表 5-5。

表 5-4 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

表 5-5 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	

5.3.1.4 应用实例

1) 关键部位局部环境谱编制

结合某型飞机机翼副梁疲劳关键部位(接头耳片连接部位)进行局部环境谱编制、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与机翼结合部,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。根据表 5-6 给出的海军飞机地面环境谱中的雨水谱,按局部环境谱编制方法,可以得到副梁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 $\text{RH} = 90\%$ 的潮湿空气各作用一定小时数的组合所构成,见表 5-7。

表 5-6 地面停放雨水谱(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 5-7 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%	136.25	67.3	76.3	127.7	140.1	6.92

2) 加速试验环境谱

采用 5.2.1 节给出的疲劳关键部位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 $pH = 4 \sim 4.5$;温度: $T = (40 \pm 2)^\circ C$;湿度: $RH = (95 \sim 100)\%$;

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。

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 $40^\circ C$,故只需进行环境对水介质的折算。

对 5% NaCl 而言,由表 5-4,机翼副梁接头耳片材料(LC4 铝合金)3.5% 及 7% NaCl 相对潮湿空气的折算系数 $\alpha = 0.121$ 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 $\alpha = 0.1094$ 。

对 $pH=4.0$ 的稀 H_2SO_4 而言, $[H^+] = 0.0001\text{mol/L}$,而 $H_2SO_4 = 2H^+ + SO_4^{2-}$, H_2SO_4 对应浓度为 $0.5 \times 0.0001\text{mol/L}$,其分子量为 98.08 ,得硫酸含量为 $0.5 \times 98.08 \times 0.0001\text{g/L} = 4.904\text{mg/L}$ 。由表 5-5,铝合金材料 1mg/L 与 2mg/L 对应着 $\alpha = 0.348$ 及 0.302 ,加速系数分别为 2.874 及 3.311 ,通过外推求得 4.904mg/L 对应的加速系数为 4.58 ,对应的折算系数 $\alpha' = 0.2183$ 。

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 $\alpha_{\text{加}} = 0.07286$ 。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 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 5-7 各温度下的潮湿空气作用小时数用表 5-3 数据折算为 $T = 40^\circ C$ 的情况下,低于 $20^\circ C$ 时一律按 $20^\circ C$ 计算,所得当量作用时间为 $t = (136.25 + 67.3 + 76.3 + 127.7) \times 0.11045 + 140.1 \times 0.207 + 6.92 \times 0.29995 = 76.1\text{h}$ 。也就是说,地面停放 1 年的腐蚀相当于标准潮湿空气作用 76.1h 。

综合上述计算结果,可以得到副梁加速试验环境谱的当量加速关系为加速腐蚀 $76.1/13.724 = 0.5h$ 相当于地面停放 1 年。

5.3.2 腐蚀程度对比法

5.3.2.1 金属基体腐蚀程度对比法

1) 基本原理

(1) 飞机结构金属基体通常为铝合金,出现的典型腐蚀情况为点蚀和剥蚀,影响结构性能以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,从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。金属基体腐蚀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) 由于腐蚀深度与时间有关,不可能用加速腐蚀和外场曝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环境谱下不同时间 $t_i (i=1, \dots, n)$ 的腐蚀试验,测得各组试件蚀坑最大深度 $d_{ij} (j=1, \dots, m_i; m_i \text{ 为腐蚀时间 } t_i \text{ 对应的样本容量})$,得到中值深度 $d_{50,i} = \exp(\frac{1}{m_i} \sum_{j=1}^{m_i} \ln d_{ij})$,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腐蚀深度数据,则将 $(T_k, D_{50,k}) (k=1, \dots, K)$ 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 $\bar{\alpha} = \frac{\alpha' + \alpha}{2}$,则有 $T = (\frac{A}{A'})^{\frac{1}{\bar{\alpha}}} t$; 当量加速关系为 $\beta = (\frac{A}{A'})^{\frac{1}{\bar{\alpha}}}$,在加速环境、地面环境以及试件材料、形式等确定后,当量加速关系是一个确定量,即当量加速关系是线性的。

(6) 在当量加速关系是线性的前提下,若获取外场不同时间对应的腐蚀深度在工程上难以实现,通常只可能在外场检修或大修时得到某一时刻的腐蚀深度数据 $(T, D_j) (j=1, \dots, m)$,取 $D_{50} = \exp(\frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \ln D_j)$ 。由(4)可知,当量加速关系为定值,从而取 $D_{50} = At^\alpha$,得到 $t = (\frac{D_{50}}{A})^{\frac{1}{\alpha}}$,则当量加速关系为 $\beta = \frac{T}{t}$ 。

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曝露试验;加速腐蚀试验分为 6h、12h、18h、24h、2 天、3 天、5 天、7 天和 10 天共 9 组试验;大气曝露在青岛团岛进行,进行了 1.5 年、3 年共 2 组试验,试验完毕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 5-8。

表 5-8 腐蚀深度数据

腐蚀方式	腐蚀时间	$D_i/\mu\text{m}$	对数标准差 s	$D_{50}/\mu\text{m}$
加速腐蚀	0.25d	85.1, 84.4, 97.0, 88.4	0.064	88.6
	0.5 d	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
	1.0 d	237.9, 258.1, 234.2, 248.6	0.044	244.5
	2.0 d	356.6, 384.0, 363.5, 349.6	0.040	363.2
	3.0 d	527.0, 502.0, 514.5, 575.6	0.060	529.1
	5.0 d	971.5, 954.9, 906.1, 1065.3	0.067	972.8
	7.0 d	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
大气曝露	1.5a	178.0, 173.4, 140.9, 150.1	0.0489	159.8
	3.0 a	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:

$$d = 246.3t^{0.814}$$

将大气曝露试验腐蚀深度 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相差不大。由于大气曝露试验只有曝露 1.5 年和 3.0 年两组数据,数据量太小,故本文取大气曝露腐蚀深度变化曲线 α' 值与试验室加速腐蚀 α 值相同,对大气曝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 2.6 天相当于大气曝露 1 年。

5.3.2.2 涂层当量加速关系确定

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

采用某型飞机机身、机翼和水平尾翼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 5-3,在图 5-4 给出的典型外露腐蚀关键部位涂层加速试验环境谱下进行 5 个周期的加速腐蚀试验,试件腐蚀情况见表 5-9。

表 5-9 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 个~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 0.2mm~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 0.2mm~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 4mm~5mm 的剥落和直径约 0.2mm~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

(续)

连接形式	腐 蚀 情 况
钢螺钉	螺钉头周围有较多数量直径约为 0.2mm ~ 4.0mm 的气泡 螺钉头周围有长约 1.0mm ~ 24.0mm 的裂纹 螺钉头周围有直径为 0.2mm ~ 2.0mm 的剥落;螺钉头表面及周围有直径约 0.3mm ~ 2.0mm 的蚀点,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 年 ~ 6 年的该型飞机外露部位腐蚀情况见表 5-10。

表 5-10 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

对使用 1 ~ 6 年的该型飞机腐蚀关键部位腐蚀程度与加速试验环境谱下试验 1 个 ~ 5 个周期的模拟试件涂层腐蚀程度的对比,可保守地认为,加速试验环境谱 1 个周期相当外场地面停放 1 年的当量加速关系是适当的。

2) 内部腐蚀失效关键部位当量加速关系的确定

(1) 从结构耐久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

$$\beta = \frac{T_0}{t_0}$$

(2) 进行内部腐蚀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:

① 腐蚀动力学规律 引入涂层失效时间 t_0 , 则腐蚀动力学规律为

$$d = A(t - t_0)^\alpha \quad (5-13)$$

② 涂层加速腐蚀失效时间 t_0 测量加速腐蚀试验过程中涂层失效后金属基体不同周期 $t_i (i=1, \dots, n)$ 对应的腐蚀深度数据 $d_{ij} (j=1, \dots, m_i)$, 按式(5-13)反推得到 t_0 。

③ 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, 即当加速环境谱与外场地面停放环境下结构模拟试件腐蚀深度相同时, 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:

$$k = \frac{t_0}{\left(\frac{D}{A}\right)^{\frac{1}{\alpha}} + t_0} \quad (5-14)$$

从而地面停放涂层失效时间为

$$T_0 = k \cdot T \quad (5-15)$$

则当量加速关系为:

$$\beta = \frac{T}{\left(\frac{D}{A}\right)^{\frac{1}{\alpha}} + t_0} \quad (5-16)$$

5.3.2.3 疲劳关键件当量加速关系确定

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。

2) 实例

(1) 模拟试件。采用某型飞机机翼副梁模拟试件(见图 5-8), 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、结构型式、工艺及表面涂层。

(2) 加速腐蚀结果。采用 5.2.1 节给出的疲劳关键部位加速试验环境谱, 进行了该模拟试件加速腐蚀 3 天、6 天和 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 5-9 给出了加速腐蚀 3 天后试件的腐蚀状态。

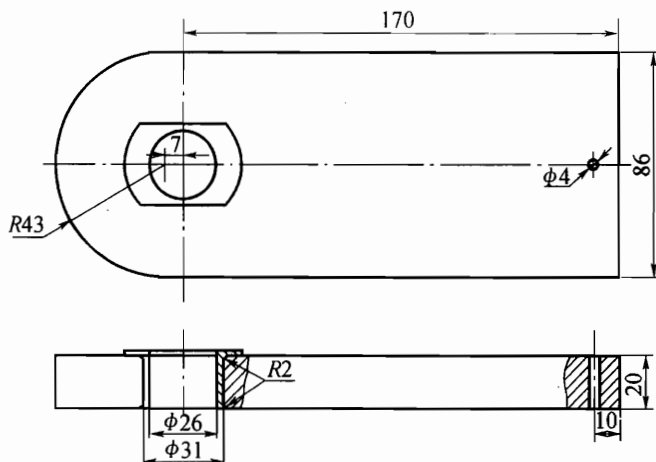


图 5-8 副梁接头耳片模拟试件

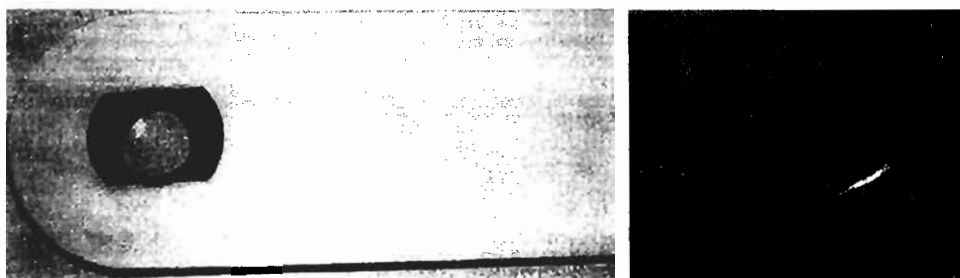


图 5-9 加速腐蚀 3 天后试件腐蚀状态

(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 5-11。

表 5-11 外场飞机副梁接头耳片腐蚀检查结果

序号	使用年限/年	副梁接头耳片处腐蚀情况
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 年~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,若以 3 天对应 12 年,则有加速谱作用 6h 相当地面停放 1 年,对应 $\beta = 0.167$ 。

5.3.3 疲劳强度(寿命)对比法

5.3.3.1 疲劳强度对比法^[9]

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 $\sigma_{\max}$ 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 $T_i (i = 1, \dots, n)$ 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:

$$\text{DFR}(T) = 10^{[\lg \sigma_{\max} + b(5 - \lg N_{95/95}(T))]} \quad (5-17)$$

2) 疲劳强度与腐蚀时间的关系

通过试验数据分析,采用下列函数关系式能够较好地描述疲劳强度随腐蚀时间的变化规律。

$$\text{DFR}(T) = m_T [\lg(T + 10)]^{n_T} \quad (5-18)$$

$$\text{DFR}(t) = m_t [\lg(t + 10)]^{n_t} \quad (5-19)$$

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, $\text{DFR}(T) = \text{DFR}(t) = \text{DFR}_0$ (DFR_0 表示初始状态未腐蚀时的 DFR 值),则可得 $m_T = m_t = \text{DFR}_0$, 因而有

$$\text{DFR}(T) = \text{DFR}_0 [\lg(T + 10)]^{n_T} \quad (5-20)$$

采用最小二乘法对 $(T_i, \text{DFR}(T_i)) (i = 1, \dots, n; n > 2)$ 进行处理,可以求得

$$n_T = \frac{\sum_{i=1}^n \lg[\lg(T_i + 10)] (\lg \text{DFR}(T_i) - \lg \text{DFR}_0)}{\sum_{i=1}^n \{\lg[\lg(T_i + 10)]\}^2} \quad (5-21)$$

同理可得:

$$n_i = \frac{\sum_{i=1}^m \lg[\lg(t_i + 10)] (\lg DFR(t_i) - \lg DFR_0)}{\sum_{i=1}^m \{\lg[\lg(t_i - 10)]\}^2} \quad (5-22)$$

3) 当量加速关系建立

假设试件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,若要建立加速当量关系,则应有下式成立

$$DFR_0 [\lg(T + 10)]^{n_T} = DFR_0 [\lg(t + 10)]^{n_t} \quad (5-23)$$

即

$$[\lg(T + 10)]^{n_T} = [\lg(t + 10)]^{n_t} \quad (5-24)$$

从而有

$$T = 10^{[\lg(t+10)] \frac{n_t}{n_T}} - 10 \quad (5-25)$$

在工程上常用的年限范围内,上式可以近似展开为:

$$T = \frac{n_t}{n_T} t \quad (5-26)$$

$\beta = \frac{n_t}{n_T}$ 即为飞机结构大气曝露与加速腐蚀之间的加速当量关系,式中“=”的含义表示“相当”或“等效”。其物理意义是:试件(或结构件)大气曝露时间 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,因而其疲劳性能相同。

5.3.3.2 疲劳寿命对比法

(1) 取地面停放环境下若干年(n 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 ($i = 1, \dots, m$), 然后进行疲劳试验,得到对应的中值寿命 $N_{50,i}$;

(3) 将($t_i, N_{50,i}$)数据用如下幂函数式拟合^[8]:

$$N_{50} = (N_{50})_0 - \beta t^\alpha \quad (5-27)$$

或

$$N_{50} = (N_{50})_0 \exp(-\beta t^\alpha) \quad (5-28)$$

(4) 将 $(N_{50})^*$ 代入(5-26)或(5-27)式算出对应的 t^* 值, $\beta = n/t^*$ 即为加速系数,即加速试验谱作用 β (单位时间)相当于地面停放1年。

参 考 文 献

- [1] 李玉海. 腐蚀条件下飞机结构寿命体系评定技术研究[D]. 北京航空航天大学博士学位论文,2001.
- [2] 刘文珽. 加速试验环境谱编制要求(初稿)[R]. 北京航空航天大学技术报告,1998.
- [3] 陈群志. 腐蚀环境下飞机结构日历寿命技术体系研究[D]. 北京航空航天大学博士学位论文,1999.
- [4] 周希沅. 飞机结构的当量环境谱与加速试验谱[J]. 航空学报,1996,17(5):613-617.
- [5] 周希沅. 中国飞机结构腐蚀分区与当量环境谱[J]. 航空学报,1998,20(5):230-233.
- [6] 陈跃良,段成美,等. 海军飞机环境谱加速腐蚀当量折算研究[R]. 海军航空技术学院技术报告,1995.
- [7] 陈跃良,段成美,金平,等. 飞机结构局部环境加速腐蚀当量谱[J]. 南京航空航天大学学报,1999,31(3):338-341.
- [8] 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[J]. 航空学报,1998,19(4):435-438.
- [9] 陈群志,刘文珽,徐晓飞,等. 飞机结构典型环境腐蚀当量关系研究[J]. 航空学报,1998,19(4):414-418.
- [10] Wanhill R. J. H, Luccia J. J. De, Russo M. T. The Fatigue in Aircraft Corrosion Testing (FACT) Programme[R], AD-A208359H, AGARD-R-713, 1989.
- [11] Robert N Miller, R L Schuessler. Predicting Service Life of Aircraft Coatings in Various Environments[R]. Corrosion, April 12-21, 1989.
- [12] 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[J]. 北京航空航天大学学报,2002,28(1):109-112.
- [13] 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[J]. 航空学报,1998,19(4):451-455.
- [14] GB2424.14-81. 电工电子产品基本环境试验规程[S]. 1982,204-207.
- [15] 黄宝臣. 航空有机玻璃全紫外线加速老化方法的初探[J]. 飞机设计,1995.
- [16] 贺小帆. 腐蚀条件下飞机结构寿命可靠性关键技术研究[D]. 北京航空航天大学博士学位论文,2003.
- [17] ASTM G34-01, Standard Test Method for Exfoliation Corrosion Susceptibility in 2XXX and 7XXX Series Aluminum Alloys (EXCO Test) [S]. 2003.
- [18] 曹楚南. 腐蚀试验数据的统计分析[M]. 北京:化学工业出版社,1988.
- [19] Annual Book of ASTM Standards[S]. Part 10, ASTM, 1981.
- [20] 李玉海,贺小帆,陈群志,等. 铝合金试件腐蚀深度分布特性及变化规律研究[J]. 北京航空航天大学学报,2002,28(1):98-101.

第6章 铝合金结构涂层优选与改进

6.1 引言

飞机防腐涂层经过三十多年的发展,从清漆到磁漆,从热塑型到热固型,从有光型到无光型,已取得明显防腐效果,各类防腐涂层在我国飞机上已经得到广泛应用(见表6-1、表6-2)。但随着现代飞机价格上升,不断提高涂层附着力、提高涂层在恶劣气候条件下抗腐蚀防护能力,延长飞机日历寿命、降低全寿命期成本,提高飞机可用性,满足作战和使用的需要,已显得越来越重要。

表6-1 我国歼击机蒙皮涂层发展演变

代表使用机型	底漆牌号及类型	面漆牌号及类型	开始使用年代	水平及不足
歼六	无	C01-7 醇酸清漆	60 年代	仿苏 170A 牌号
歼八原形机	H06-2 (环氧酯型)	9-3 热塑性丙烯酸磁漆	1969 年	国内首次采用磁漆防护;遇热软化、易脏,不耐 4109 发动机滑油
歼八 I	H06-2 (环氧酯型)	13 号丙烯酸聚氨酯磁漆	1974 年	耐 4109 发动机滑油;不耐候,使用 1 年~2 年后变黄粉化
歼八 I 及国产其他歼击机	H06-2 (环氧酯型)	13-2 号脂肪族丙烯酸聚氨酯磁漆	1979 年	达到当时先进水平;但与 H06-2 底漆结合不好
歼八 II 及国产其他歼击机	1 号航空底漆	13-2 号脂肪族丙烯酸聚氨酯磁漆	底漆从 1987 年开始使用	基本解决了底面漆之间的结合力问题;面漆还需提高在南方沿海地区的耐候性;1 号航空底漆的耐介质性、耐溶剂性差

(续)

代表使用机型	底漆牌号及类型	面漆牌号及类型	开始使用年代	水平及不足
歼八Ⅱ及国产其他歼击机	1号航空底漆 TB06-9 聚氨酯底漆 H06-1012H 环氧聚酰胺底漆	TS70-1 脂肪族丙烯酸聚氨酯无光磁漆	1993 年	我国歼击机首次使用无光漆;但使用过程中涂层易脏,难清洗,还需提高在南方沿海地区的耐候性;TB06-9、H06-1012H 底漆水平较高,上了一个台阶
在歼八系列返修飞机 某型国产化歼击机上使用	TB06-9 聚氨酯底漆 H06-1012H 环氧聚酰胺底漆	含氟聚氨酯无光磁漆	1999 年	高耐候、高防腐新型飞机蒙皮漆,耐候性、耐盐雾指标超过 90 年代美军标准要求

表 6-2 部分现役歼击机蒙皮涂层系统应用概况

机 型	内部结构通用底漆	蒙 皮 底 漆	蒙 皮 面 漆
歼 8	H06-2 环氧酯底漆	H06-2 环氧酯底漆	13 聚氨酯面漆(有光)
歼 8Ⅱ	1号航空底漆(环氧酯类)	1号航空底漆(环氧酯类)	13-2 聚氨酯面漆(有光) TS70-1 聚氨酯面漆(无光)
歼击机(一)	H06-2 环氧酯底漆	W06-II 有机硅改性聚氨酯	W04-I 有机硅改性聚氨酯
歼击机(二)	ΦП-086(俄) 酚醛底漆	AK-070 + ЭП-140(俄牌号)	AK-070 + AC-1115(俄)(丙烯酸—环氧类)
歼 7	1号航空底漆(环氧酯类)	1号航空底漆(环氧酯类)	13-2 聚氨酯面漆(有光) TS70-1 聚氨酯面漆(无光)
歼教 7	TB06-9 聚氨酯底漆	TB06-9 聚氨酯底漆	TS70-1 聚氨酯面漆(无光)
某型歼击轰炸机	H06-1012H 环氧聚酰胺底漆	H06-1012H 环氧聚酰胺底漆	13-2 聚氨酯面漆(有光) TS70-1 聚氨酯面漆(无光)

铝合金材料由于其密度低,有较高的比强度、比刚度,抗疲劳性能较高,是飞机结构理想的材料,目前铝合金在飞机中的用量占结构总重量的 60% ~ 80%,

在新型飞机上的用量仍然在 20% 以上。为了提高飞机结构用铝合金的抗腐蚀能力,就要对铝合金结构防腐涂层进行优选,也就是要从众多的涂层种类选出适用于铝合金结构,并且抗腐蚀(老化)能力高,耐久性好的防护涂层,供飞机设计或大修时选用。因此铝合金结构涂层的优选具有十分重要的意义。

随着飞机飞行速度的提高,飞机所处的环境不断变化,对涂层提出了更高的要求,涂层必须具备以下主要特性。

(1) 耐磨性。飞机在飞行中受到高速气流、尘埃、雨滴、冰雹等冲刷与撞击,涂于飞机表面、机翼前缘、发动机叶片以及雷达罩的涂层应具有耐磨性。

(2) 牢固的附着性。飞机飞行过程中及起飞着陆时,机翼会受到很大的冲击及振动等,因此,涂于机身表面、发动机转动部件上的涂层应具有牢固的附着性、抗冲击性和柔韧性,在强烈的振动和气流冲刷下保证漆膜不开裂不脱落。

(3) 优良的耐候性。飞机飞行和停留时,会受到各种各样环境因素的影响,因此,涂于飞机内部、外部的涂层都应具有优异的防护性能。

(4) 耐温度变化性。高速飞机遇到的气候条件以及在飞行和着陆后的环境条件是瞬息万变的,剧变的温度及环境条件会使涂层产生内应力,导致开裂、脱落,失去防护功能,因此要求航空涂层应具备适应高低温剧烈变化的功能,以保证不开裂、不脱落。

在铝合金涂层优选中应该按上述应具备的基本特性进行优选。目前的通常做法是对涂层的物理性能及力学性能、耐环境性和耐候性进行检测,耐候性检测是在综合环境下对各种涂层的耐候性进行加速试验或进行大气曝露试验,以确定各种涂层的优劣。在加速试验中选取环境因素时,要充分考虑并选取对涂层上述基本性能影响严重的环境因素。涂层耐久性试验中,大气曝露试验方法试验周期长,而室内人工加速试验方法周期短,后者由于试验技术、试验设备的发展目前被大量采用。

通常,铝合金涂层体系包含底漆和面漆,在涂层优选中,先对铝合金结构(蒙皮)的底漆和面漆分别进行优选,然后再对涂层体系进行优选,因为好的底漆和好的面漆组成涂层体系时未必最优。优选的涂层还要经过外厂实际使用的检验和考核。

6.2 铝合金结构(蒙皮)底漆优选

6.2.1 底漆的特点及军用飞机所用底漆类型

底漆是整个涂层体系中极为重要的基础,应具有下列特点。

- (1) 对基体表面有很好的附着力。
- (2) 底漆应对涂装的表面有良好的润湿性,粘度不能太高。
- (3) 底漆中含有具有阴极保护作用的颜料,如锌粉等。
- (4) 底漆的基料和颜料具有屏蔽作用,能减少水、氧、离子的渗透。

目前军用飞机铝合金结构的底漆有以下几种。

- (1) 环氧底漆:H06-2(环氧酯锌黄底漆)、H06-101H(1号航空底漆)、H06-1012H(环氧聚酰胺锆黄底漆)。
- (2) TB06-9底漆(丙烯酸聚氨酯锌黄底漆)。
- (3) W06-II底漆(锌黄有机硅聚氨酯底漆)。

6.2.2 底漆耐候性试验加速试验谱

为了在多种底漆中选出性能优异者,以供军用飞机设计时选用,除了验证其物理性能及力学性能和耐环境性能外,还用加速腐蚀(老化)试验的方法研究底漆的耐候性。在进行加速试验时采用下述加速谱。

- (1) 湿热($RH=95\%$ 以上, $50\pm3^{\circ}\text{C}$)72h;
- (2) 30°C 凝水,96h;
- (3) $50\pm3^{\circ}\text{C}$ 热浸润2h;
- (4) 每个试件在 $-30\pm2^{\circ}\text{C}$ 的环境下加载500次;
- (5) 盐雾试验, 35°C 下,3.5%NaCl溶液,沉降率 $4\text{mL}/80\text{cm}^2\cdot\text{h}$, $\text{pH}=6.0\sim7.0$,雾化16h间歇8h,交替进行一周。

6.2.3 底漆优选过程及结果

在铝合金结构底漆优选时,主要的评定内容包括以下几点。

- (1) 底漆的物理性能及力学性能(柔韧性、冲击强度、附着力和硬度)。
 - (2) 底漆的耐环境性能(耐热性、耐水性、耐盐雾、耐湿热性、耐飞机用的各种油的特性)。
 - (3) 底漆的耐候性能(在综合腐蚀环境下的耐久性)。
- 各种底漆的力学性能及耐环境性的测试结果见表6-3。

表6-3 几种底漆力学性能与耐环境性能

试验项目	H06-2	H06-101H	H06-1012H	TB06-9	W06-II
柔韧性/mm	1	1	1	2	
冲击强度/ $\text{N}\cdot\text{cm}$	490	490	490	490	490

(续)

试验项目	H06 - 2	H06 - 101H	H06 - 1012H	TB06 - 9	W06 - II
附着力	画圈法 1 级	画圈法 1 级划格胶带试验完好 拉开法 16MPa (标准值)	画圈法 1 级拉开法 16MPa (标准值)	间隔 2.54cm 两道胶带 0 级拉开法 18.4MPa	画圈法 1 级划格胶带法 5 级
硬度 摆杆硬度 铅笔硬度(H)	0.45 ~ 0.5	0.4 ~ 0.5HB	—	3H 3H	>0.6
耐热性	—	150℃/48h 漆膜不脆裂	—	200℃/8h, 无起层、皱皮、鼓泡、开裂、颜色变深	180℃/100h 漆膜不开裂, 不脱落, 外观无明显变化
耐水性	—	浸水 21 天后仍完好	浸水 72h 不起泡、不脱落	49℃/4 × 24h 漆膜不起泡、不剥落、不起皱、轻度变色, 铅笔硬度 2H	浸水 7 天不起泡、不脱落
耐盐雾(水)	不起泡 不生锈	3% NaCl 溶液浸泡 1 个月仍完好, 3% 盐雾 1000h 完好	3% NaCl 溶液浸泡 5 个月无变化	5% 盐雾 1000h 后外观基本不变化划线基本不腐蚀	3% NaCl 溶液浸泡, 7 天不起泡、不脱落
耐湿热性	—	47℃ RH = 96 ± 2%, 21 天后仍完好	47℃ RH 大于 95% 72h, 不起泡、不脱落	47℃ RH = 96 ± 2%, 1000h 后外观基本不变化, 划格胶带附着力 0 级	47℃ ± 1℃ RH96 ± 2%, 7 天不起泡、不发黏
耐润滑油(4109 润滑油)	—	150℃ 60h 不起皱、不发黏	120℃ ± 3℃/24h, 不发软、不发黏、不脱落。150℃ ± 2℃/6h, 无变化	120℃ 24h, 漆膜不发黏、不起皱、不脱落, 铅笔硬度 2H	150℃/6h, 不起泡、不发黏
耐煤油	—	RP - 1 煤油浸泡, 72h 不发黏、不起泡	RP - 1, RP - 2 煤油浸泡 5 个月无变化	3 号煤油 23℃, 浸泡 168h 不发黏、不起皱、不脱落、轻微变色, 铅笔硬度 3H	RP - 1, RP - 2 煤油浸泡 3 个月不起泡、不发黏

(续)

试验项目	H06 - 2	H06 - 101H	H06 - 1012H	TB06 - 9	W06 - II
耐航空油	—	RH - 75 汽油 浸泡 24h 不发 粘、不起皱	RH - 75 泡油 浸泡 72h 无变化	120#航空汽油 23℃, 浸泡 24h, 基本无变化, 铅 笔硬度 3H	航空洗涤 汽油浸泡 7 天不起泡, 不 发黏
耐航空汽油	—	12 号液压油 浸泡 72h 不发 黏、不起皱	12 号液压油 66℃ 浸泡 24h, 不发软、不发黏、 不脱落	10 号液压油 65℃ 浸泡 24h, 不发黏、不起皱、 不剥落, 轻脆变 色, 铅笔硬度 3H	—
耐低温交变性	—	—	—	—	-55℃/30min, 175℃/8min, 215℃/3min 为一周期, 30 周期不龟裂、 不脱落

从表中不难看出, H06 - 101H、H06 - 1021、TB06 - 9 三种底漆的附着力基本相当, TB06 - 9 和 H06 - 1012H 底漆的硬度更高, 耐水性、耐盐雾性、耐航空煤油性、耐润滑油性能更为突出。W06 - II 底漆的耐温度性能更好。

H06 - 101H 底漆, 和 H06 - 1012H 底漆经耐候性加速试验 6 个周期后的放大照片见图 6 - 1 和图 6 - 2。



图 6 - 1 H06 - 101H 底漆
加速试验 6 周期



图 6 - 2 H06 - 1012H 底漆
加速试验 6 周期

从图中不难看出 H06 - 1012H 的耐候性明显优于 H06 - 101H。

从底漆的物理性能及力学性能、耐环境性能和耐候性加速试验结果综合来

看, TB06-9 和 H06-1012H 两种底漆是现有铝合金结构所用底漆中的较好者。

6.3 铝合金结构(蒙皮)面漆优选

6.3.1 面漆的作用与军用飞机所用面漆的类型

面漆的主要作用如下。

- (1) 它是整个防腐涂层的第一道关口, 阻挡外界腐蚀介质渗透入涂层中。
- (2) 装饰和标志作用, 飞机的外观色调是靠涂层体系的面漆来体现的。
- (3) 其他功能, 如隐身飞机依靠隐身涂层达到隐身的目的。

因此面漆的性能是关系涂层体系总体性能的关键。军机目前常用的面漆有下列几种。

- (1) 13-2 脂肪族丙烯酸聚氨酯磁漆。
- (2) TS70-1 脂肪族丙烯酸聚氨酯无光磁漆。
- (3) W04-I 有机硅聚氨酯磁漆。
- (4) TS96-71 含氟聚氨酯无光磁漆。

6.3.2 面漆耐候性加速试验加速试验环境谱

在面漆优选时, 除了要比较各种常用面漆的物理性能及力学性能和耐环境性能外, 还要用加速试验的方法或自然曝露试验对面漆的耐候性进行评估, 在对面漆的耐候性进行加速试验时, 用图 6-3 的加速试验环境谱。

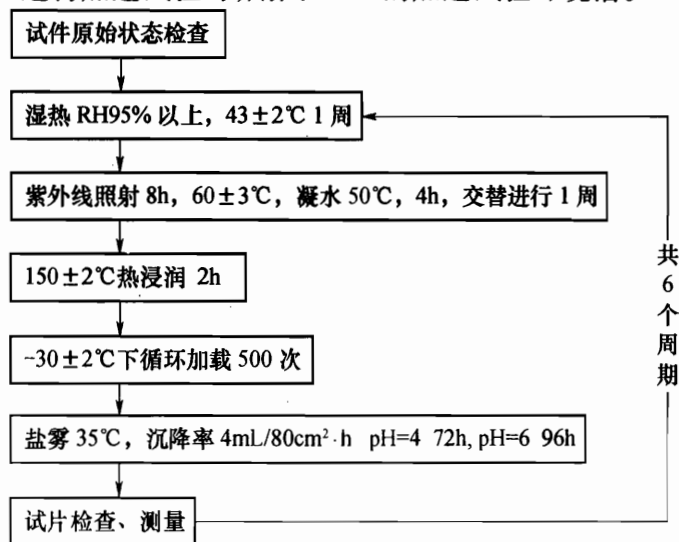


图 6-3 面漆加速试验程序框图

面漆一般都是和底漆配套使用,直接涂覆在铝合金表面的机会较少,在进行耐久性加速试验时,通常都是将面漆涂覆在配套的底漆上来进行试验。

6.3.3 蒙皮面漆优选结果

按 GJB385A—96《飞机蒙皮用脂肪族聚氨酯磁漆及配套底漆规范》的要求对上述面漆进行了全项性能测试,物理性能及力学性能和耐环境性能的检测结果见表 6-4。

表 6-4 军机目前常用面漆的机械性能和耐环境性能检测结果

检测项目	13-2, TS70-1 (聚氨酯磁漆)	W04-1 (有机硅聚氨酯磁漆)	TS96-71 (含氟聚氨酯无光磁漆)
硬度 摆杆硬度 铅笔硬度	0.6~0.7 4~5	 >0.6	 —
柔韧性/mm	1	<3	2
冲击强度 /N·cm	490	490	490
附着力/级	画圈法 1~2, 划格胶带法完好	画圈法 2, 划格胶带法 5	划格胶带法 0
耐热性	150℃±2℃/48h, 不起泡、不脱落	175℃/75h, 215℃/4h, 不龟裂、不脱落, 冲击强度 490N·cm, 柔韧性 3mm, 附着力划格胶带法 5 级	浸水 38℃/96h 外观基本无变化, 铅笔硬度降一级
耐 410 号 润滑油	150℃/5h, 不起泡、不脱落	150℃/6h, 不发黏、不起泡, 冲击强度 490N·cm, 铅笔硬 5H	120℃/24h 外观轻微变色, 铅笔硬度不下降, 划格胶带法附着力 0 级
耐 10 号 润滑油	—	浸泡 72h, 不发黏、不起泡, 冲击强度 490 N·cm, 铅笔硬 5H	23℃浸泡 168h 外观基本无变化, 铅笔硬度不下降, 划格胶带法附着力 0 级
耐航空煤油	—	RP-1, RP-2 浸泡 30 天, 无明显变化, 冲击强度 490 N·cm, 铅笔硬 4H	3 号航空煤油 23℃浸泡 168h, 外观基本无变化, 铅笔硬度降一级, 划格胶带法附着力 0 级
耐寒性	-196℃/24h, 无明显变化	-55℃/4h, 不龟裂、不脱落	-55℃/4h, 不开裂、不剥落

(续)

检测项目	13-2, TS70-1 (聚氨酯磁漆)	W04-1 (有机硅聚氨酯磁漆)	TS96-71 (含氟聚氨酯无光磁漆)
耐盐雾(水)性	5% NaCl 溶液泡 72h, 不起泡、不脱落, 盐雾 1000h 无明显变化	3% NaCl 溶液, 泡 7 天不起泡、不脱落	5% 盐水连续喷雾 2376h, 外观基本无变化
耐湿热性	$47^{\circ}\text{C} \pm 1^{\circ}\text{C}$, $\text{RH}96 \pm 2\%$ / 72h, 不起泡、不脱落	$47^{\circ}\text{C} \pm 1^{\circ}\text{C}$, $\text{RH} = 96 \pm 2\%$ / 7 天, 不起泡、不发黏, 无明显失光	$47^{\circ}\text{C} \pm 1^{\circ}\text{C}$, $\text{RH} = 96 \pm 2\%$ / 1000h, 外观基本无变化, 划格胶带法附着力 0 级
耐大气老化	4 个周期后光泽降为 77%, 1 年后为 63%	—	广州曝露 2 年不粉化, 不龟裂, $\Delta E < 2$
耐人工加速老化	UV 筛选仪 3000h 后失光率 75%, 变色 $\Delta E = 3.2$, 粉化 1 级		UV 筛选仪, 2026h (相当氙灯 5000h) 无粉化、无龟裂, $\Delta E = 0.5$, 3000h, 无粉化无龟裂, $\Delta E = 0.76$, 3450h 无粉化、无龟裂
耐高低温交变性, -55°C / 30min, 175°C / 8min, 215°C / 3min 为一周期		50 个周期后不龟裂, 不脱落	

从表 6-4 可看出:

(1) 13-2、TS70-1 和 TS96-71 三种磁漆的物理机械性能、耐热性、耐飞机用油性、耐湿热性相当;

(2) TS96-71 耐盐雾性优于 13-2 和 TS70-1 性能指标;

(3) 人工加速紫外线老化 TS96-71 较 13-2 和 TS70-1 有明显提高;

(4) W04-1 有机硅聚氨酯磁漆耐温度变化性能好, 一般与 W06-II 底漆配套使用。

表 6-5 给出 TS96-71 和 TS70-1 等聚氨酯面漆在广州自然气候曝露 36 个月结果, 从此结果也可看出 TS96-71 面漆在抗紫外线, 抗粉化等性能方面明显优于传统的聚氨酯蒙皮面漆。

表 6-5 几种蒙皮面漆广州 36 个月自然气候曝露试验结果

试验 面漆	原始	光 泽		光泽衰减/%		色差 ΔE		变 色		粉 化	
	光泽	24 个月	36 个月	24 个月	36 个月	24 个月	36 个月	24 个月	36 个月	24 个月	36 个月
TS96-71	4	4	3	0	25	0.99	1.57	无	1 级	无	极轻微
聚氨酯无光灰漆	8	4	3	50	62.5	1.15	3.22	1 级	2 级	轻微粉化	轻微粉化
聚氨酯半光灰漆	20	8	5	60	75	2.13	3.57	1 级	2 级	轻微粉化	轻微粉化

通过面漆的物理机械性能,耐环境性能和耐候性加速试验结果综合比较,TS96-71 面漆性能最佳。

6.4 涂层体系优选

6.4.1 铝合金结构涂层体系的构成

铝合金结构涂层体系一般是由表面处理、底漆和面漆组成。结构表面处理的目的是保护基体表面和提高底漆与基体表面的附着力。铝合金结构常用的表面处理方法、特性和应用范围见表 6-6。

表 6-6 铝合金表面处理方法

处理方法	特 性	应用范围及限制
硫酸阳极氧化	1. 硫酸阳极氧化具有较高的防护能力,是铝合金主要的表面处理方法 2. 膜层多孔,与涂层结合力良好。 3. 残留在零件表面的硫酸溶液能引起基体金属的腐蚀	1. 适用于在恶劣和海洋环境条件下工作的零件,需要涂以涂层组成防护体系 2. 适用于气孔率不超过 3 级的零件,以及形状简单的对接气焊零件 3. 要求外观光亮,并有一定耐磨性的零件表面处理 4. 在阳极氧化时,形成气囊不易排除的零件不宜进行硫酸阳极氧化 5. 长期在振动条件下,有抗疲劳要求的零件不宜采用

(续)

处理方法	特性	应用范围及限制
铬酸阳极氧化	1. 铬酸阳极氧化膜耐蚀性低于硫酸阳极氧化膜,表面具有良好的粘附涂层的能力 2. 对基体材料疲劳性能的影响比硫酸阳极氧化小 3. 能显现一般探伤法不能显现的材料最小缺陷,还可以显露铝合金的晶粒组织	1. 适用于疲劳性能要求较高的零件 2. 适用于气孔率超过3级的铸件 3. 适用于搭接、铆接、焊接、有孔或形状复杂的零件;精密度高、粗糙度低的零件 4. 含铜量超过4%的铝合金零件不宜采用铬酸阳极氧化
磷酸阳极氧化	1. 磷酸阳极氧化膜有较大的孔隙,对有机胶液易吸附 2. 对铝合金薄板疲劳性能影响很小	1. 适用于高耐久性胶接结构铝合金零件的表面准备 2. 不适用于铝蜂窝、铝箔胶接的零件
硬质阳极氧化	1. 对大多数铝合金表面生成一层硬质耐磨的抗腐蚀氧化膜 2. 用于低负载件表面以及允许有高摩擦系数的液压或气动活塞 3. 硬质阳极氧化膜对基体疲劳性能有不良影响 4. 膜层多孔,吸附性强,易接受浸油及蜡封,使耐磨性提高 5. 具有良好的电绝缘性能	1. 适用于要求高硬度和良好耐磨性的零件,耐气流冲刷的零件,要求绝缘和隔热的零件 2. 有严重弯曲、变形或受冲击部位的零件,不宜采用此工艺 3. 搭接、铆接或点焊的组合作件不宜采用此工艺 4. 不宜用于螺纹、花键及锯齿部位的处理 5. 含硅量高的铸件不宜采用此工艺
绝缘阳极氧化	1. 膜层有较高的电绝缘性能和耐磨性能 2. 膜层较厚,故使零件尺寸增大,氧化前应留余量 3. 膜层脆,不能承受弯曲,膜层硬度比硫酸阳极氧化稍高	1. 适用于要求具有较高硬度和良好耐磨性的仪器仪表零件 2. 适用于厚度小于0.6mm的板材 3. LY11、LY12铝合金不宜采用绝缘阳极氧化 4. 绝缘阳极氧化时,零件的锐角、锐边应尽可能倒圆
铝合金化学氧化	1. 膜层耐蚀性低于阳极氧化膜,耐碱性、与涂层结合力高于阳极氧化膜层 2. 膜层薄,电阻小,塑性好,结合力好,能承受轻微弯曲,但不耐磨,易受擦伤	1. 适用于搭接、铆接或点焊的组合作件 2. 适用于形状复杂的管道零件 3. 可作为处理电泳涂漆的底层 4. 对库存材料的保护

底漆和面漆的选取有其配套性,应根据具体情况选择,其选取原则如下。

- (1) 按照使用目的、使用环境综合考虑。
- (2) 按飞机结构抗腐蚀设计要求选取。
- (3) 根据涂层施工工艺性选取。
- (4) 按结构基材、表面处理、底漆与面漆的配套性选取。

(5) 根据涂层性能价格比选取。

(6) 根据涂层的耐蚀性能、三防性能及耐大气老化性能选取。

根据上述原则,我国军用飞机铝合金结构目前常用的涂层防护体系见表6-7。

表 6-7 军用飞机常用涂层体系

表面处理状态	底 漆	面 漆
阳极氧化	H06-2(环氧酯型)	13-2(S04-101H)(脂肪族丙烯酸聚氨酯磁漆)
阴极氧化	H06-101H(1号航空底漆)	13-2(S04-101H)(脂肪族丙烯酸聚氨酯磁漆)
阳极氧化	H06-101H(1号航空底漆)	TS70-1(脂肪族丙烯酸聚氨酯无光磁漆)
阴极氧化	TB06-9(聚氨酯底漆)	TS70-1(脂肪族丙烯酸聚氨酯无光磁漆)
阳极氧化	H06-1012H(环氧聚酰胺底漆)	TS70-1(脂肪族丙烯酸聚氨酯无光磁漆)
阴极氧化	H06-1012H(环氧聚酰胺底漆)	13-2(S04-101H)(脂肪族丙烯酸聚氨酯磁漆)
阳极氧化	W06-II(锌黄有机硅聚氨酯底漆)	W04-I(有机硅聚氨酯磁漆)
阳极氧化	TB06-9(聚氨酯底漆)	TS96-71(含氟聚氨酯无光磁漆)
阳极氧化	H06-1012H(环氧聚酰胺底漆)	TS96-71(含氟聚氨酯无光磁漆)

从表中不难看出,目前军用飞机常用的涂层体系,底漆主要是 H06-101H(1号航空底漆)、TB06-9、H06-1012,面漆主要是 13-2(S04-101H)、TS70-1和 TS96-71。

6.4.2 涂层体系优选

在涂层体系优选时,对涂层体系的耐热性、耐水性、耐油性(飞机用油料)、耐湿热性和其附着力等物理性能及力学性能进行了测量。通过测量表明表6-5中涂层体系的上述性能基本相当。表6-8给出几种涂层体系的附着力对比试验结果。

表 6-8 几种涂层体系的附着力对比试验结果

涂层体系		附着力/MPa
底漆	面漆	
H06-101H(1号航空底漆)	13-2(S04-101H)脂肪族丙烯酸聚酯磁漆	16.54
TB06-9(聚氨酯底漆)	TS70-1(脂肪族丙烯酸聚酯无光磁漆)	17.2
H06-101H	TS96-71	17.06
TB06-9	TS96-71	16.9

另外还按图 6-3 给出的加速试验环境谱对涂层体系进行了耐候性评估。其结果给见表 6-9。图 6-4 给出了 H06-101H(1号航空底漆)和 13-2(聚氨酯磁漆)涂敷在连接件上加速试验 6 个周期后的涂层情况;图 6-5 给出了 H06-101H/H06-101H/TS701(聚氨酯无光磁漆)涂层体敷在连接上加速试验 6 个周期后涂层情况;图 6-6 给出了 H06-1012H + NJD + H06-1012H/TS96-71 含氟无光磁漆涂覆在连接件上加速试验 6 个周期后的涂层情况。

表 6-9 常用涂层体系及性能情况

表面处理底、面漆配套	性能情况
阴极氧化/H06-2/13-2	13-2 面漆和 H06-2 底漆结合不好,在南方沿海耐候性不是很好
阳极氧化/H06-101H/13-2	H06-101H 底漆耐介质性,耐溶剂性差,13-2 与 H06-101 结合力好,13-2 在南方沿海耐候性不是很好,使用 3 年~4 年后明显失光、变色老化,耐候性加速试验四个周期后螺钉、铆钉处的蒙皮涂层破坏,预计寿命 4 年~6 年
阳极氧化/H06-101H/TS70-1	TS70-1 面漆无光,使用过程中涂层易脏,难清洗,在南方沿海耐候性不是很好,使用 3 年~4 年后明显失色老化,预计使用寿命 4 年~6 年
阳极氧化/TB06-9/TS70-1	底漆的性能较好,面漆易脏,难清洗,耐候性不是很好,耐候性加速试验 2 个周期完好,3 个月连接件螺钉区漆层有脱落,光滑区涂层 6 个月后完好
阳极氧化/H06-1012H/TS70-1	底漆的性能较好,面漆易脏,难清洗,耐候性不是很好,耐候性加速试验 2 个周期后完好,3 个周期后螺钉区漆层有脱落,6 个月后光滑区涂层完好,预计使用寿命 4 年~6 年
阳极氧化/H06-1012H/13-2	底漆性能较好,面漆耐候性不是很好,耐久性加速试验,2 个月完好,连接件 3 个月螺钉区漆层有脱落

(续)

表面处理底、面漆配套	性能情况
阳极氧化/W06-II/W04-I	涂层系统的配套性好,结合力强,耐温度性能较好,可在-55℃~175℃长期工作,在215℃短期使用。经SQ-500型氙灯照射1000h无粉化、龟裂现象,在广州地区曝晒6个月后,光泽为90%
阳极氧化/TB06-9/TS96-71 阳极氧化/H06-1012H/TS96-71	其耐候性好,耐候性试验6个周期后,其螺钉、铆钉区域蒙皮涂层完好。人工模拟日光曝晒紫外线加速老化试验3000h失光率为15%,变色 $\Delta E=0.83$,无粉化,预计使用寿命9年~10年



图6-4 1号航空底漆+1号
航空底漆//13-2磁漆加速
试验6个周期后表面破坏情况



图6-5 1号航空底漆+1号
航空底漆//TS70-1无光磁漆
涂层加速试验6周期表面破坏情况



图6-6 H06-1012H+NJD-1+H06-1012H//TS96-71
氟无光磁漆加速试验6周期情况

从表6-8和图6-4~图6-6不难看出,采用H06-101H、TB06-9、H06-1012H底漆、13-2、TS70-1面漆的涂层体系耐候性相对较差,在加速试验4个~6个周期就出现了明显的腐蚀损伤。而TB06-9、H06-1012H底漆、TS96-71面漆的涂层体系耐候性良好,在加速腐蚀6个周期后腐蚀损伤不明显,预计在加速腐蚀9个~10个周期后才会出现明显的腐蚀损伤。

根据涂层体系的物理性能及力学性能、耐环境性能和耐候性,用 TB06-9、H06-1012H 底漆和 TS96-71 面漆的防腐涂层体系最优。

6.5 优选涂层的日历寿命评定与工程应用

6.5.1 军用飞机铝合金结构优选涂层体系日历寿命评定

6.5.1.1 引言

1) 优选涂层简介

在铝合金结构的涂层体系方面,我国与美国等先进国家有相当大的差距。从现有二代机的铝合金涂层(1号航空底漆+13-2面漆)看,在沿海湿热地区使用时,对铝铆钉连接部位而言,尚可实现10年日历修理间隔中涂层不发生严重失效而导致基体无法修复的情况,但对大量钢螺栓连接及抽钉连接的部位,则涂层无法保证10年不失效,需要在10年大修间隔之中安排一次外场视情涂层修复,这必将增加外场检修的负担和修理费用,同时降低飞机的出勤率。因此,突破铝合金涂层技术是新机研制的一项迫切的要求,也对改进现役飞机涂层体系有重要意义。

通过6.2节、6.3节和6.4节的试验研究与分析,提出了由TB06-9底漆+TS96-71面漆构成的优选涂层体系,采用该优选涂层体系进行一架大修某型飞机外露蒙皮的涂层修复,通过3年飞行考核,与同期原涂层体系相对比,在抗腐蚀、保光、保色方面显示了明显的优势。

2) 优选涂层日历寿命评定目的与要求

(1) 虽然优选涂层的底漆与面漆性能的优越性已通过试验验证,可以证明由TB06-9底漆+TS96-71面漆构成的铝合金结构优选涂层的抗腐蚀性能优于传统的涂层体系,但是,优选涂层的工程实用价值最终取决于是否可以满足军用飞机铝合金结构的日历寿命指标,而这一点必须通过优选涂层的日历寿命评定加以检验,给出结论。

(2) 用于进行优选涂层性能对比试验的试件多为平板试件,涉及到的连接件类型较少,也不能给出该型涂层体系在实际使用环境下的日历寿命。由于实际铝合金结构绝大部分是连接结构,其日历寿命主要取决于连接部位涂层防护的有效性,从而必须结合飞机铝合金结构的各种连接状态,进行日历寿命评定。

(3) 依据飞机结构强度规范,对“腐蚀防护和控制”的要求

① 对难以检查、修理、更换或过分增加用户经济负担的结构,腐蚀防护体系应在机体服役年限(日历总寿命)内保持有效。

② 其他结构应为机体的大修间隔。

对于机翼、机身、尾翼蒙皮(壁板)等主要铝合金结构而言,可以在大修时进行腐蚀修理,因此,它们属于②类结构,对其涂层防护体系日历寿命的基本要求应该是在大修间隔内保持有效,具体而言应为在大修间隔内不仅不产生可能导致结构失效的腐蚀,而且不产生无法修复的腐蚀损伤。

(4) 针对我国大部分现役与新研飞机而言,其日历寿命首翻期通常在 10 年左右,而随后的大修间隔为 9 年~10 年。因此,本报告中对优选涂层日历寿命评定的具体要求定为日历首翻期为 10 年,修理间隔为 9 年~10 年。

(5) 根据国内外有关结构涂层的日历寿命评定方法,主要通过腐蚀关键部位含涂层模拟试件的加速腐蚀试验及分析来评定涂层体系的日历寿命。

6.5.1.2 模拟试件

1) 飞机外露铝合金结构关键部位的主要连接形式

综合我国现役军用飞机的机翼、机身、尾翼蒙皮(壁板)等主要外露铝合金结构关键部位的连接形式和新机拟采用的外露铝合金结构关键部位的连接形式,主要包含如下几种。

(1) 螺接形式。通常采用钢螺栓的对接,以埋头螺钉为主。也有采用钛螺钉连接的情况。

(2) 铆接形式。大部分采用铝铆钉,铆钉传力较大时则采用钢铆钉。

(3) 抽钉形式。以钢抽钉为主,相比上述两种连接形式采用较少。

2) 试件形式

在对铝合金结构优选涂层进行日历寿命评定时,选用图 6-7 所示的试件形式,试件表面带有 TB06-9 + TS96-71 涂层体系。

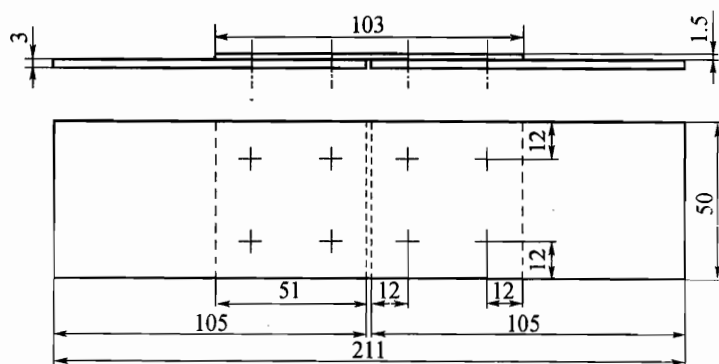


图 6-7 试件图

3) 试件类别

区分连接件形式和铝合金基体材料的不同,试件分为三种类型,见表 6-10。

表 6-10 试件类别

序号	基体材料	连接件形式
1	7075T351	钢螺栓
2	LC9BS	一端钢铆钉、一端钢抽钉
3	LY12	铝铆钉

6.5.1.3 加速试验环境谱与当量加速关系

1) 加速试验环境谱

外露腐蚀失效关键部位涂层加速试验环境谱的试验条件及施加流程见图 5-4。

2) 当量加速关系验证

(1) 当量加速关系的验证方法

上述涂层加速试验环境谱是以 1 年作为 1 个周期建立的,即当量加速关系为加速谱 1 个周期相当地面停放 1 年。该当量加速关系需要通过在加速谱下试验若干不同周期的试件腐蚀情况和在外场使用不同年限的某型飞机外露腐蚀关键部位腐蚀程度的对比和分析加以验证。即采用腐蚀程度对比法验证和调整当量加速关系。

(2) 模拟试件的加速腐蚀试验

采用图 6-7 所示三种不同连接形式(铝铆钉、钢铆钉和钢螺栓)模拟试件,在图 5-4 所示加速试验环境谱下进行 5 个周期的腐蚀试验,每个周期后均详细检查并记录涂层腐蚀情况,5 个周期后试件的腐蚀情况如图 6-8 所示,相应的腐蚀损伤检查结果见表 6-11。



图 6-8 铝铆钉、钢铆钉、钢螺栓出厂涂层
加速腐蚀 5 个周期后试件的腐蚀情况

表 6-11 出厂涂层试件加速 5 个周期后涂层腐蚀损伤情况

评定指标		连接形式		
		铝铆钉连接件	钢铆钉连接件	钢螺栓连接件
起泡	大小	有直径约为 0.2mm ~0.5mm 的气泡	有直径约为 0.2mm ~2.0mm 的气泡	有直径约为 0.2mm ~4.0mm 的气泡
	密度	铆钉头表面及边缘有 3 个~5 个气泡	铆钉头周围有较多数量(>15 个)气泡	螺栓头周围有较多数量(>20 个)的气泡
开裂	大小	铆钉头边缘 5/12 圆周(约 10mm)开裂	正常视力下铆钉头边缘 1/2 圆周(约 12mm)涂层开裂	螺栓头周围有长约 1.0mm~24.0mm 的裂纹
	数量	铆钉头周围有 1 条裂纹	铆钉头边缘有 3 条可见裂纹	螺栓头周围有 5 条~7 条可见裂纹
剥落	最大尺寸		铆钉头周围有直径为 4mm~5mm 的剥落	螺栓头周围有直径为 0.2mm~2.0mm 的剥落
	面积		30.0%	5%
基体腐蚀	蚀点大小	铆钉头周围有 0.2mm~0.5mm 的可见蚀点	铆钉头周围有直径约 0.2mm~0.8mm 的蚀点;剥落处基体全部腐蚀	螺栓头表面及周围有直径约 0.3mm~2.0mm 的蚀点,凹槽内基本全蚀
	腐蚀产物	铆钉头周围缝隙有少量腐蚀产物	铆钉头周围缝隙有较多腐蚀产物	螺栓头周围缝隙有一定量腐蚀产物
失光	失光率	褪色现象显著,失光率约为 60%	褪色现象显著,失光率约为 65%	褪色现象显著,失光率约为 70%
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,手指上沾一定量颜料粒子

3) 外场飞机关键部位腐蚀损伤情况

在重点对我国停放环境较恶劣的南北方三个机场,使用年限 1~6 年的某型飞机腐蚀关键部位腐蚀情况详细检查和观测基础上,归纳整理得到表 6-12 所列的涂层损伤与使用年限的大致关系。

表 6-12 涂层损伤与使用时间的关系

使用年限/年	漆层破损情况
1~2	失光、失色
3~4	失光、变色;铝紧固件无变化;钢紧固件头部漆层鼓包、起皱、掉漆、露钉头
5~6	失光、变色;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

4) 当量加速关系验证结论

对使用年限 1 年~6 年的某型飞机腐蚀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,偏保守地取加速试验环境谱 1 个周期相当外场地面停放 1 年。从而验证了当量加速关系。

6.5.1.4 加速腐蚀试验

1) 试验安排

对三种典型的试件均在图 5-4 所示加速试验环境谱下进行如下两个阶段的加速腐蚀试验。

(1) 第一阶段:10 个周期(相当于外场使用 10 年)的加速腐蚀试验。

(2) 第二阶段:第一阶段试验后适当留样,将其余试件按大修厂的腐蚀修理方法进行修理,重新涂层,然后进行 9 个周期(相当外场使用 9 年)的加速腐蚀试验。

2) 试验设备与条件

(1) 温湿试验。温湿试验在 H1200C 温湿试验箱中进行,试验箱工作室容积:1200L;温度范围: $-75^{\circ}\text{C} \sim +180^{\circ}\text{C}$,误差: $\pm 0.5^{\circ}\text{C}$,升温速率: $5^{\circ}\text{C}/\text{min}$,降温速率: $3^{\circ}\text{C}/\text{min}$;相对湿度范围:10%~100%,误差:1%。试验箱见图 6-9。

温湿试验环境条件为:温度 $T=43^{\circ}\text{C}$,相对湿度 $\text{RH}=95\%$ 。作用时间 7 天。

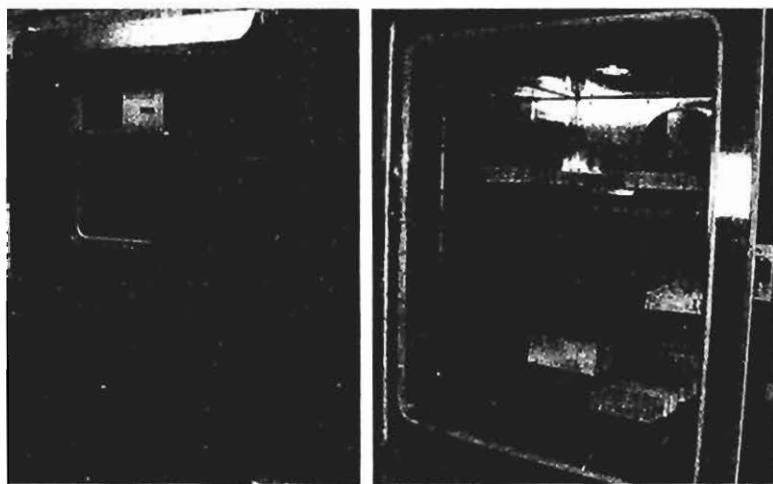


图 6-9 H1200C 温湿试验箱

(2) 紫外试验。紫外试验在自制紫外试验箱中进行,见图 6-10。紫外照射强度 $Q=(60 \pm 10) \text{W}/\text{m}^2$ 。

紫外照射试验作用条件为:照射强度 $Q=(60 \pm 10) \text{W}/\text{m}^2$,温度: $T=55^{\circ}\text{C}$ 。照射时间 1 天。

(3) 热冲击试验。热冲击试验在 H1200C 温湿试验箱中进行,试验情况同图 6-9。试验条件:温度 $T=149^{\circ}\text{C}$ 。升温 10min~15min,保温 1h。

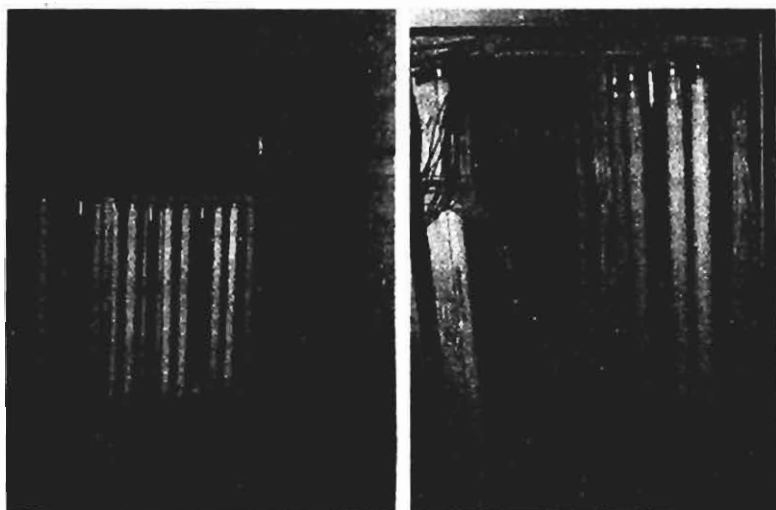


图 6-10 紫外线辐射试验箱

(4) 低温疲劳试验。低温疲劳在北京航空航天大学自制低温环境箱和 MTS880-100kN 疲劳试验机上进行。载荷谱的施加由 Test Star II s 控制系统实现。试验机经中国航空工业集团公司北京长城计量测试研究所定期标定,静载误差小于 1%,动载误差小于 2%。

疲劳试验在室温大气下进行,频率 5Hz。试验装置见图 6-11。



图 6-11 低温疲劳试验

试验条件:温度 $T = -(53 \pm 5)^\circ\text{C}$ 。应力水平由有限元分析得到,等损伤折算得到 $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min}) = (110, 20)\text{MPa}$,当量循环 500 次。

(5) 盐雾试验。盐雾试验在 DCTC1200P 盐雾腐蚀试验箱中进行,如图 6-12 所示。该盐雾箱主要技术指标如下: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 $0.5\text{ mL}/(\text{h} \cdot 80\text{cm}^2) \sim 2\text{ mL}/(\text{h} \cdot 80\text{cm}^2)$ 范围内可调。

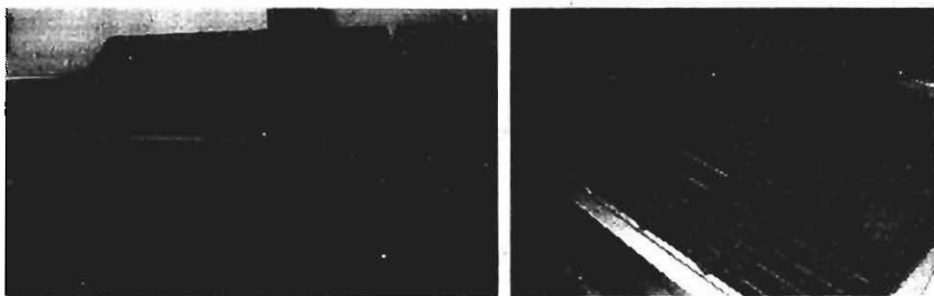


图 6-12 盐雾试验

3) 试验过程

(1) 试验过程

① 试验前用肥皂水对试件表面进行擦洗,然后用纯净水进行清洗,在室温环境下吹干。

② 依次进行温湿、紫外、热冲击、低温疲劳和盐雾试验,每个周期的试验结束后对试件进行清洗,室温环境下烘干后进行腐蚀损伤情况的检查和记录。

③ 试验结束后将试件放置在干燥、常温、无腐蚀环境中。

(2) 涂层腐蚀情况的观测。根据中华人民共和国国家标准 GB9279—88《色漆涂层老化的评价》,按涂层起泡、开裂、剥落、基体腐蚀、失光和粉化等六项评定指标对涂层腐蚀损伤情况进行观测。

涂层损伤的表现形式主要有如下两种。

① 试件表面涂层的失光变色、粉化、开裂、剥落及基体腐蚀。

② 连接件附近涂层的起泡、开裂、剥落、孔边基体蚀点及腐蚀产物。

对于连接件结构而言,由于试件连接部位材料的不连续、连接部位存在间隙,连接部位附近的涂层腐蚀损伤情况比较严重,因此,重点是连接件表面和附近涂层损伤情况。

4) 试验结果

(1) 钢螺栓连接试件的试验结果

① 第一阶段试验结果

加速腐蚀 5 个周期、10 个周期后的腐蚀情况见表 6-13、表 6-14 和图 6-13。

表 6-13 钢螺栓连接件加速腐蚀 5 个周期试验结果

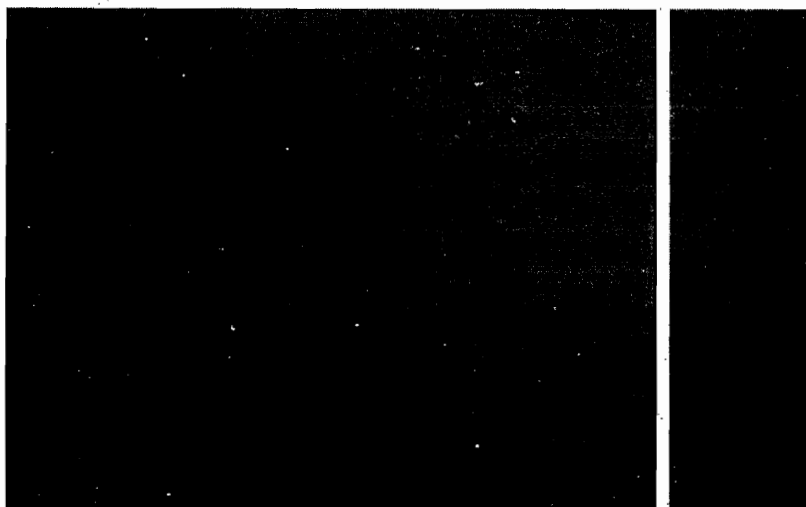
评定指标		出厂涂层状态(TS96-71 面漆)
起泡	大小	有直径约为 0.2mm~3.0mm 的气泡
	密度	钉头表面及边缘有较多(≥ 20 个)气泡
开裂	大小	个别孔边有 0~1/3 圆周的开裂
	数量	
剥落	最大尺寸	个别钉表面有直径约为 2.5mm 的剥落
	面积/%	
基体 腐蚀	蚀点大小	
	腐蚀产物	开裂处可见微量黄白色物质;剥落处可见棕黄色锈斑
失光	失光率/%	褪色现象明显,失光率约为 50%
粉化	粉化程度	用力擦,手指上沾一定量颜料粒子
总结		腐蚀情况比较明显,主要表现为起泡现象

表 6-14 钢螺栓连接件加速腐蚀 10 个周期试验结果

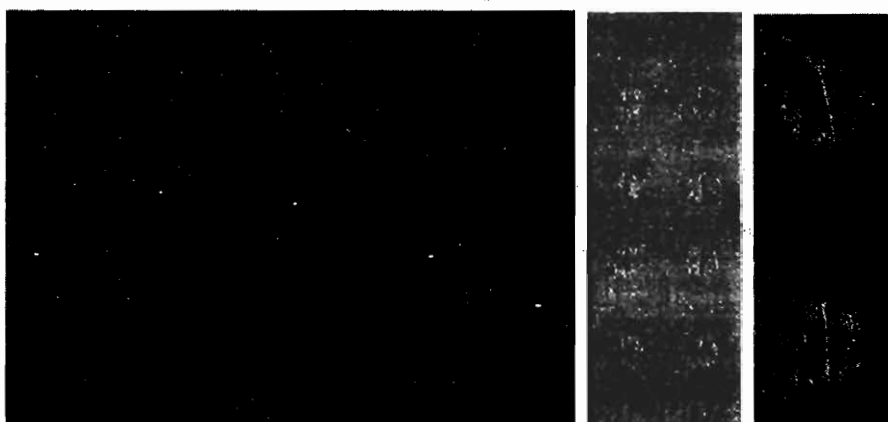
评定指标		出厂涂层状态(TS96-71 面漆)
起泡	大小	有直径约为 0.2mm~4.5mm 的气泡
	密度	钉头表面及边缘有较多(≥ 20 个)气泡
开裂	大小	基本全有 0~1.0 圆周的开裂
	数量	
剥落	最大尺寸	直径约为 3.2mm
	面积	
基体 腐蚀	蚀点大小	直径约为 3.2mm
	腐蚀产物	气泡下金属基体可能全蚀,剥落点呈黑色/棕黄色,一定量灰白色/棕黄色腐蚀物质,孔边有一定深度的蚀点,少量灰白色物质;钉头凹槽内有可见棕黄色蚀点
失光	失光率	褪色现象明显,失光率约为 80%
粉化	粉化程度	用力擦,手指上沾一定量颜料粒子
总结		腐蚀情况比较严重,主要表现为起泡现象,基体腐蚀现象

② 第二阶段(修理后)试验结果

加速腐蚀 5 个周期、9 个周期后的腐蚀情况见表 6-15、表 6-16 和图 6-14。



(a)



(b)



(c)

图 6-13 钢螺栓连接件加速腐蚀不同周期情况

(a) 钢螺栓连接件初始状态;(b) 钢螺栓连接件加速腐蚀 5 个周期情况;

(c) 钢螺栓连接件加速腐蚀 10 个周期情况。

表 6-15 修理试件加速腐蚀 5 个周期结果

评定指标		修理涂层状态(TS96-71 面漆)
起泡	大小	有直径约为 0.2mm ~ 5mm 的气泡
	密度	表面较多(>15 个)气泡,孔边一定量(10 个)气泡
开裂	大小	孔边有 0 ~ 1.0 圆周的开裂
	数量	
剥落	最大尺寸	孔边有直径约为 0.2mm ~ 2.0mm 的剥落,个别半个钉头全部剥落
	面积	40%
基体腐蚀	蚀点大小	剥落点蚀
	腐蚀产物	剥落点可见少量棕黄色物质;孔边开裂处可见白色/灰黑色物质
失光	失光率	褪色现象明显,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
总结		腐蚀现象比较明显,主要表现为起泡、开裂、剥落和轻微的基体腐蚀现象

表 6-16 修理试件加速腐蚀 9 个周期结果

评定指标		修理涂层状态(TS96-71 面漆)
起泡	大小	有直径约为(2.0mm ~ 1/2 钉头)的气泡
	密度	较多(>15 个)气泡
开裂	大小	孔边有(0 ~ 1.0)圆周的开裂
	数量	
剥落	最大尺寸	表面有直径约为 1.0mm ~ 4.0mm 的剥落
	面积	40%
基体腐蚀	蚀点大小	剥落点蚀,孔边可见蚀坑
	腐蚀产物	表面剥落点可见少量棕黄色物质;孔边剥落点可见一定量黄白色物质
失光	失光率	褪色现象明显,失光率约为 80%
粉化	粉化程度	用力擦,手指上沾一定量颜料粒子
总结		明显,主要表现为开裂、剥落和基体腐蚀现象

(2) 钢铆钉、抽钉连接试件的试验结果

① 第一阶段试验结果

加速腐蚀 5 个周期、10 个周期的腐蚀情况见表 6-17、表 6-18 和图 6-15。

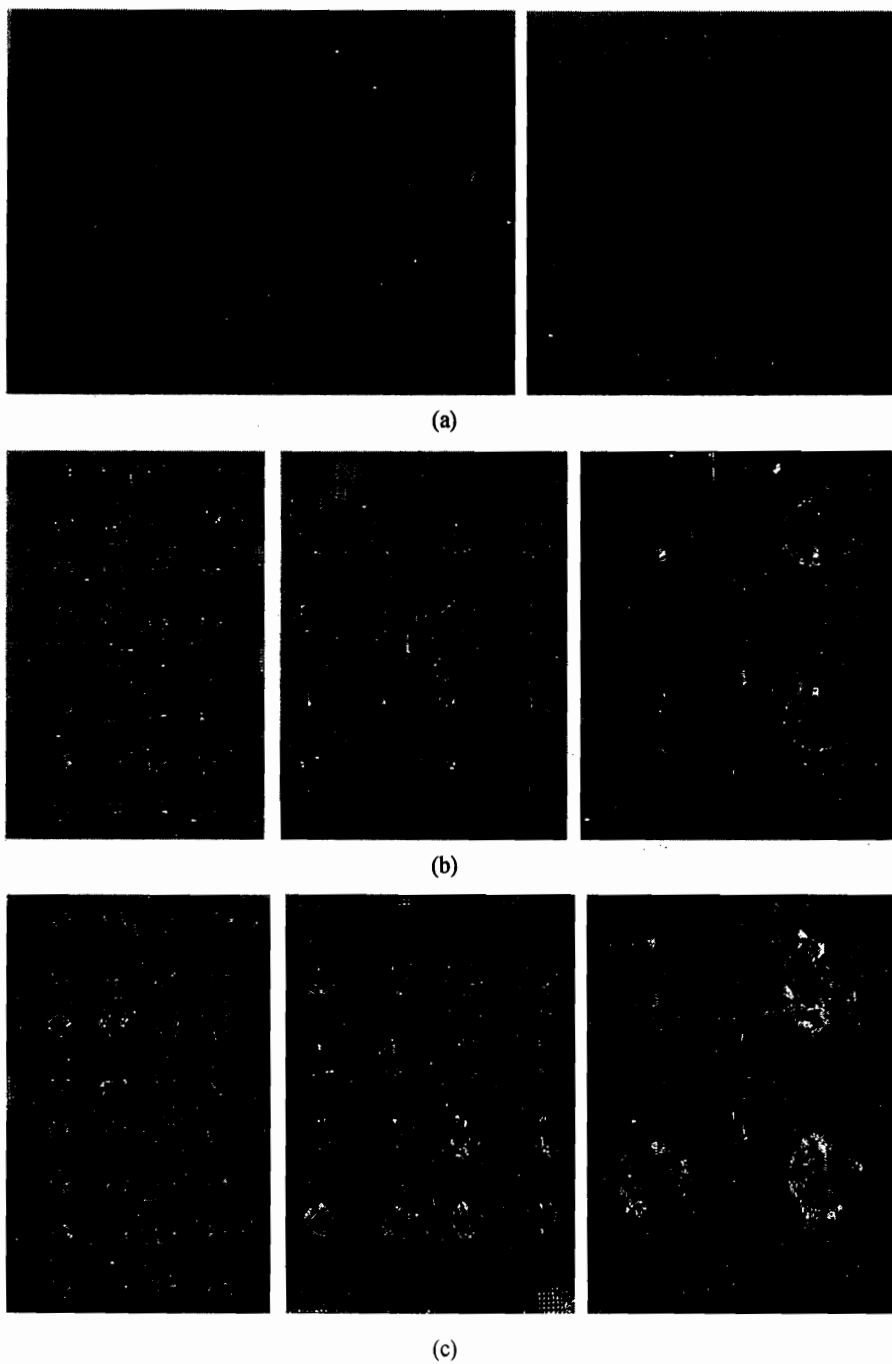


图 6-14 修理试件加速腐蚀不同周期试验情况
 (a) 修理试件初始状态;(b) 修理试件加速腐蚀 5 个周期试验情况;
 (c) 修理试件加速腐蚀 9 个周期试验情况。

表 6-17 钢铆钉、抽钉试件加速腐蚀 5 个周期试验结果

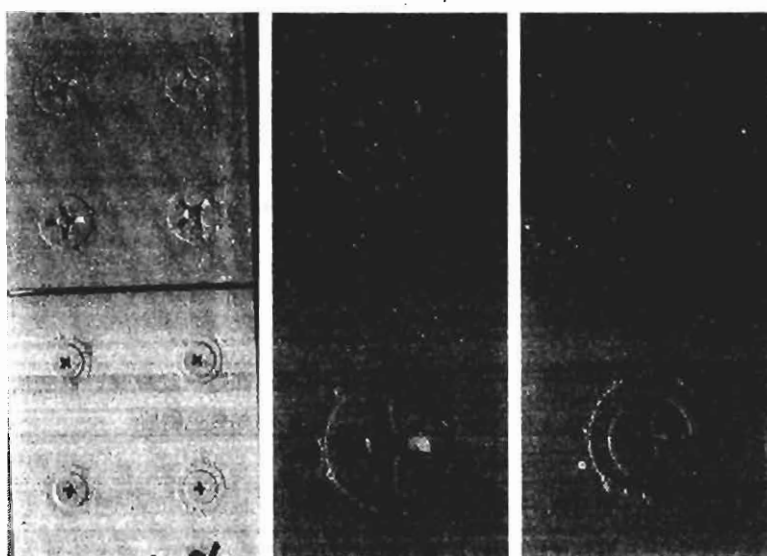
评定指标		铆 钉	抽 钉
起泡	大小	有直径约为 0.2mm ~ 1.0mm 的气泡	有直径约为 0.2mm ~ 1.5mm 的气泡
	密度	钉头边缘一定数量 (> 15 个) 气泡	钉头及边缘有一定量 (> 15 个) 气泡
开裂	大小	孔边有 (0 ~ 2/3) 圆周的开裂	基本所有孔有 (1/4 ~ 1.0) 圆周的开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	个别钉头有直径约为 1.5mm 的气泡	中心抽钉有直径约为 1.0mm 的剥落; 孔边气泡有可见剥落
	面积/%		
基体腐蚀	蚀点大小		
	腐蚀产物	孔边有少量黄白色物质	孔边一定量黄白色物质, 中心抽钉有棕黄色物质
失光	失光率/%	褪色现象较明显, 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	
总结		腐蚀不明显, 且铆钉腐蚀情况略微弱于抽钉。主要表现为起泡、开裂、轻微的基体腐蚀现象;	

表 6-18 钢铆钉、抽钉试件加速腐蚀 10 个周期试验结果

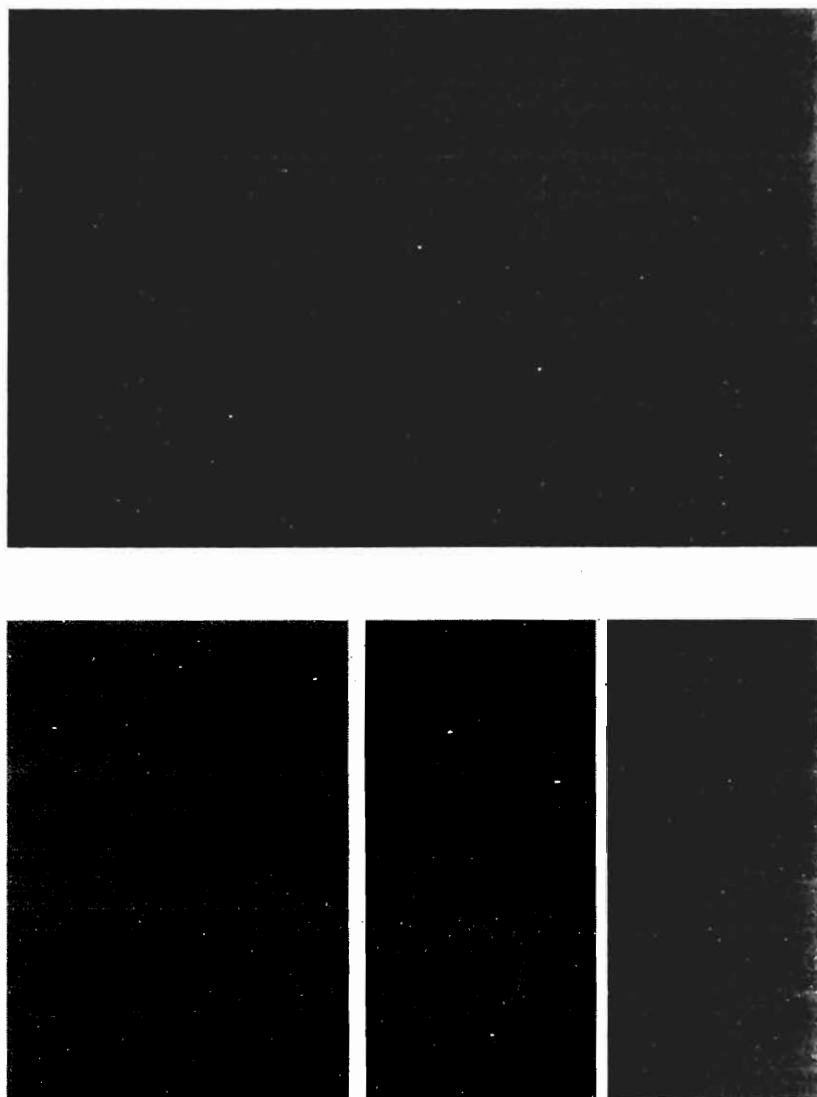
评定指标		铆 钉	抽 钉
起泡	大小	有直径约为 (0.2 ~ 1.0) mm 的气泡	有直径约为 0.2mm ~ 2.0mm 的气泡
	密度	钉头边缘一定数量 (> 15 个) 气泡	钉头及边缘有一定量 (> 15 个) 气泡
开裂	大小	孔边有 (0 ~ 1.0) 圆周的开裂	基本所有孔有 (1/4 ~ 1.0) 圆周的开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	个别钉头有直径约为 1.0mm 的剥落	中心抽钉有直径约为 2.0mm 的剥落; 表面有直径约为 0.8mm 的剥落; 孔边有直径为 1.5mm 的剥落
	面积		
基体腐蚀	蚀点大小		
	腐蚀产物	孔边有少量黄白色物质	孔边一定量黄白色物质, 中心抽钉有棕黄色物质
失光	失光率	褪色现象较明显, 失光率约为 80%	
粉化	粉化程度	用力擦, 手指上沾一定量颜料粒子	
总结		腐蚀比较明显, 且铆钉腐蚀情况明显弱于抽钉。主要表现为起泡、开裂、基体腐蚀现象	



(a)



(b)



(c)

图 6-15 钢铆钉、抽钉试件加速腐蚀不同周期情况
 (a) 钢铆钉、抽钉试件初始状态；(b) 钢铆钉、抽钉试件加速腐蚀 5 个周期情况；
 (c) 钢铆钉、抽钉试件加速腐蚀 10 个周期情况。

② 第二阶段(修理后)试验结果

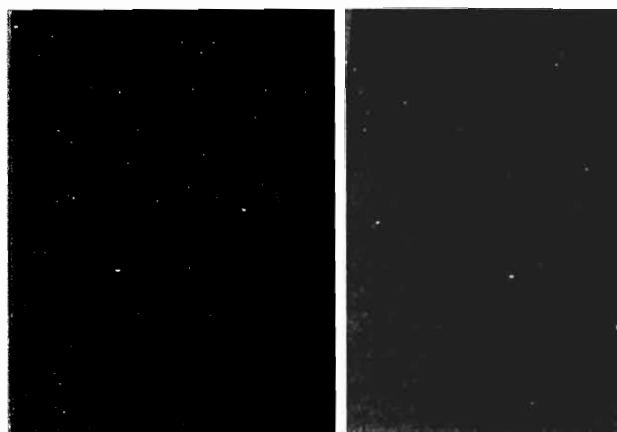
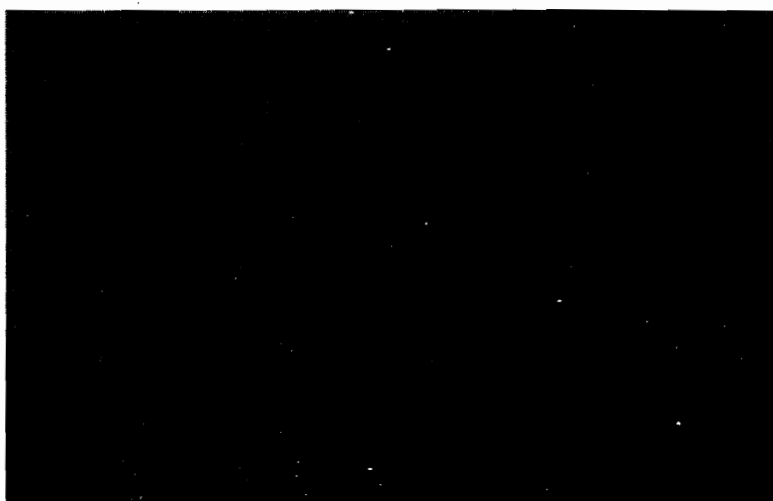
加速腐蚀 5 个周期、9 个周期的腐蚀情况见表 6-19、表 6-20 和图 6-16。

表 6-19 修理试件加速腐蚀 5 个周期试验结果

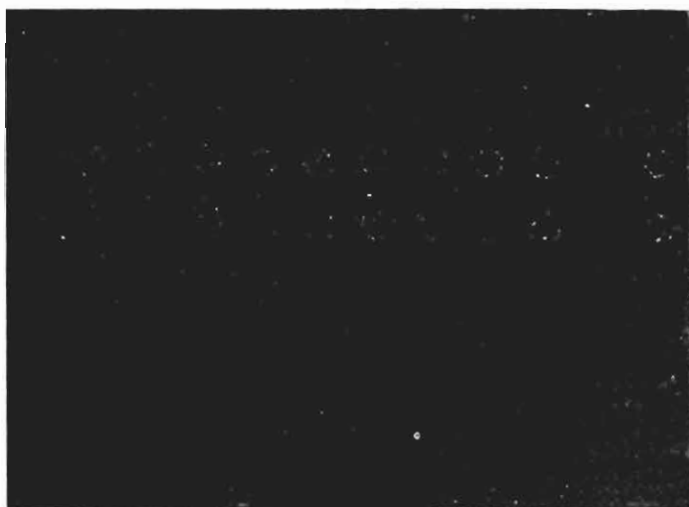
评定指标		铆 钉	抽 钉
起泡	大小	有直径约为 0.2mm ~ 1.8mm 的气泡	有直径约为 0.2mm ~ 6.0mm 的气泡
	密度	钉头边缘一定数量(>15 个)气泡	钉头及边缘有一定量(>15 个)气泡
开裂	大小	孔边有(0~1/2)圆周的开裂	基本所有孔有(0~1.0)圆周的开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	有直径约为 1.0mm 的剥落	中心抽钉有直径约为 1.0mm 的剥落;中心抽钉有直径约为 2.5mm 的剥落
	面积		
基体腐蚀	蚀点大小		剥落点蚀
	腐蚀产物	微量白色/黄白色物质	孔边一定量黄白色物质,中心抽钉有棕黄色物质;剥落点有少量灰白色物质
失光	失光率	褪色现象较明显,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	
总结		腐蚀不明显,且铆钉腐蚀情况略微弱于抽钉 主要表现为起泡、开裂、轻微的基体腐蚀现象	

表 6-20 修理试件加速腐蚀 9 个周期试验结果

评定指标		铆 钉	抽 钉
起泡	大小	有直径约为 0.2mm ~ 3.0mm 的气泡	有直径约为 0.2mm ~ 13.0mm 的气泡
	密度	钉头边缘一定数量(>15 个)气泡	钉头及边缘有一定量(>15 个)气泡
开裂	大小	孔边有(0~1/2)圆周的开裂	基本所有孔有(1/4~1.0)圆周的开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	有直径约为 1.0mm 的剥落	中心抽钉有直径约为 1.5mm 的剥落;中心抽钉有直径约为 5.0mm 的剥落
	面积		
基体腐蚀	蚀点大小	剥落点蚀	剥落点蚀;孔边有微小蚀坑
	腐蚀产物	孔边有少量灰白色物质;剥落点有微量白色物质	孔边一定量黄白色物质,中心抽钉有棕黄色物质
失光	失光率	褪色现象较明显,失光率约为 80%	
粉化	粉化程度	用力擦,手指上沾一定量颜料粒子	
总结		腐蚀不明显,且铆钉腐蚀情况比抽钉弱 主要表现为起泡、开裂、剥落、基体腐蚀现象	



(a)



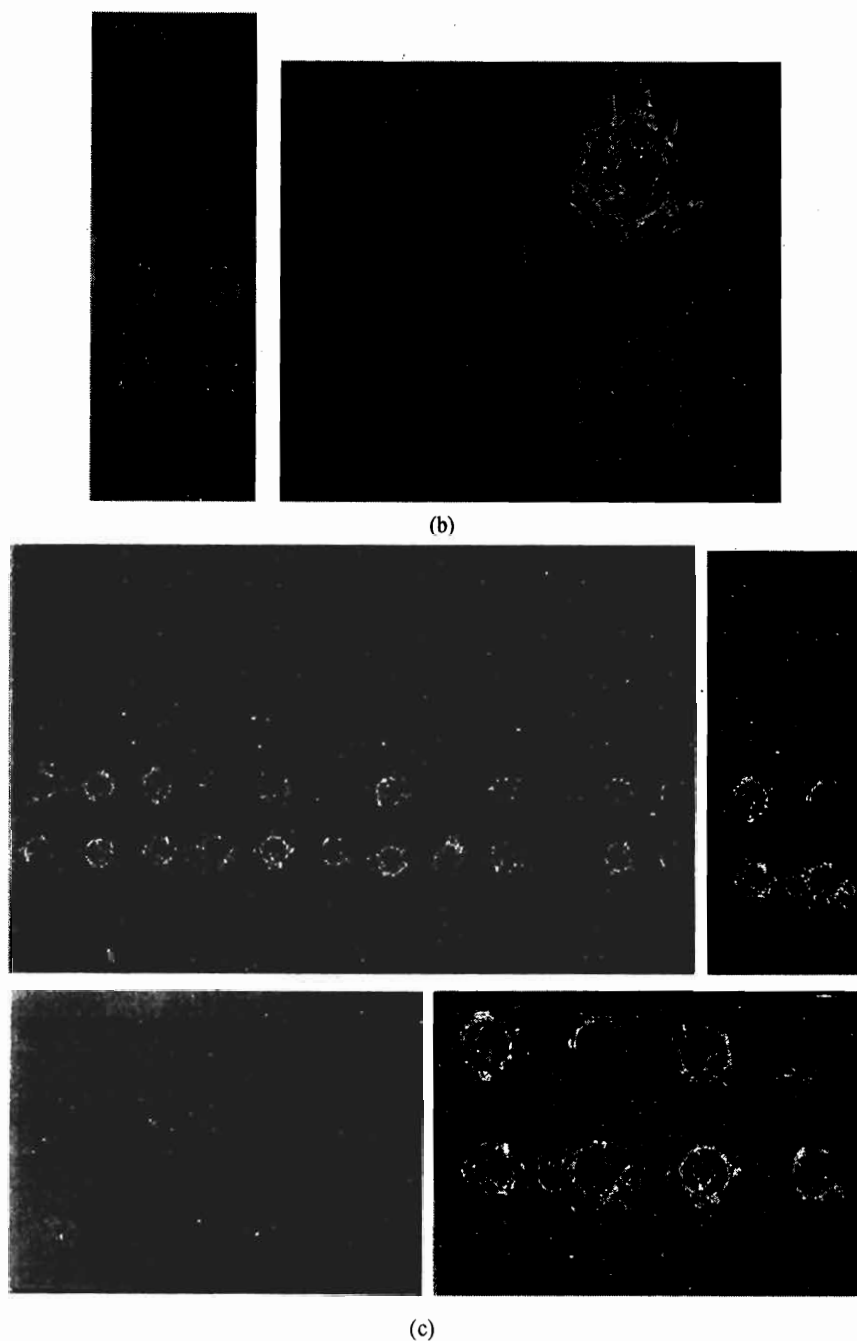


图 6-16 修理试件加速腐蚀不同周期情况
 (a) 修理试件初始状态;(b) 修理试件加速腐蚀 5 个周期情况;
 (c) 修理试件加速腐蚀 9 个周期情况。

(3) 铝铆钉连接试件的试验结果

① 第一阶段试验结果

加速腐蚀 10 个周期的腐蚀情况见图 6-17, 图 6-18 中给出了显微镜下试件最严重腐蚀处的腐蚀形貌。总体来说, 除部分铆钉周围出现漆层脱落、堆积少量腐蚀产物和试件表面涂层光泽度明显下降外, 涂层防护作用基本完好。

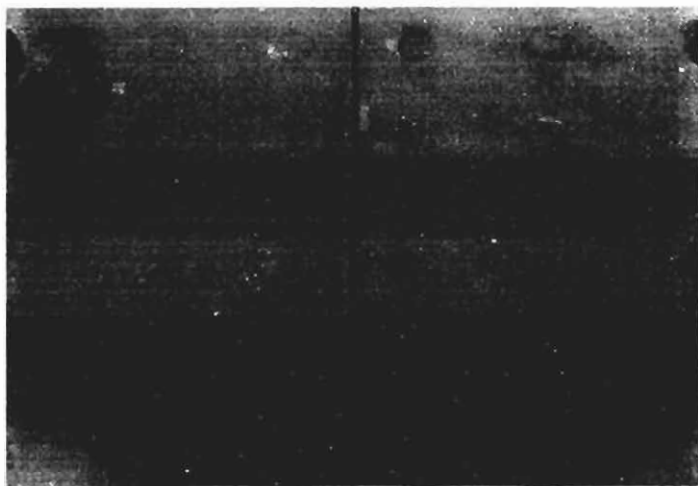


图 6-17 铝铆钉试件加速腐蚀 10 个周期情况

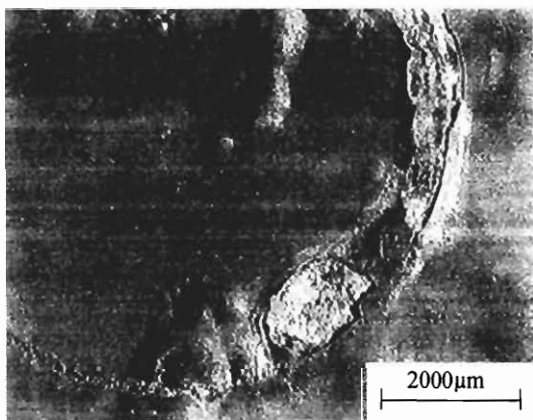


图 6-18 显微镜下铝铆钉试件
加速腐蚀 10 个周期的腐蚀形貌

② 第二阶段试验结果

加速腐蚀 9 个周期的腐蚀情况见图 6-19, 图 6-20 中给出试件严重腐蚀处的腐蚀形貌。总体来说, 除涂层表面光泽度明显下降、部分涂层翘起、脱落外, 涂层防护作用基本完好, 金属基体未见明显的腐蚀损伤。

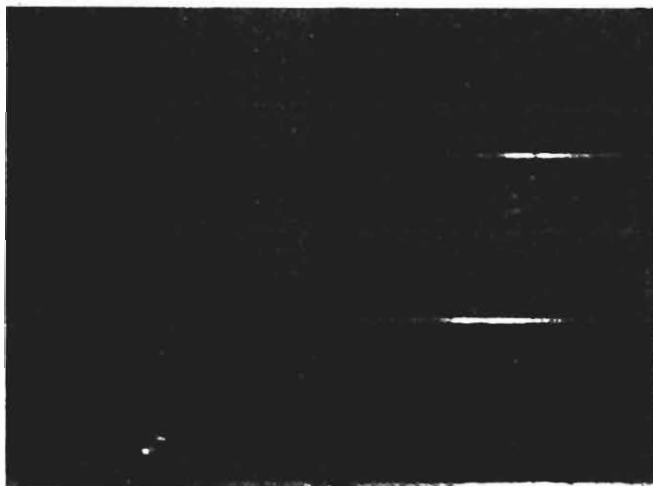


图 6-19 修理试件加速腐蚀 9 个周期情况

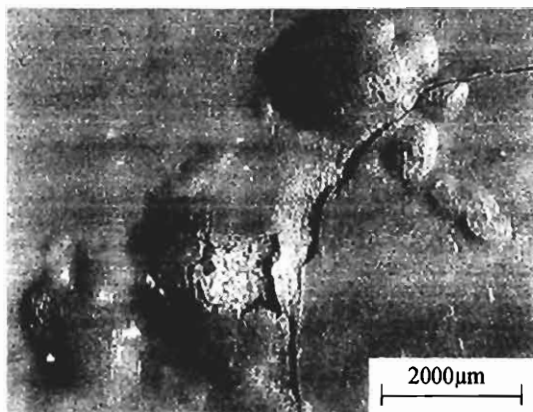


图 6-20 显微镜下修理试件
加速腐蚀 9 个周期的腐蚀形貌

6.5.1.5 日历寿命评定

1) 加速腐蚀试验结果分析

(1) 综合各种连接形式试件第一阶段试验结果,不同连接形式的各个试件均有不同程度的腐蚀损伤,主要发生在连接件附近,但就其最严重的情况而言,腐蚀损伤均未达到不可修复的程度。因此,采用 TB06-9 + TS96-71 涂层体系的各类铝合金连接结构均可在 10 年日历首翻期中保持有效的防护作用,所产生的腐蚀损伤可通过首翻时适当的腐蚀修理及涂层更新予以修复。

(2) 综合各类连接形式试件修理后的第二阶段试验结果,不同连接形式试件的腐蚀程度均略重于第一阶段试验后的状态,但其严重的腐蚀情况也未达到不可修复的程度。因此,采用 TB06-9 + TS96-71 涂层体系的各类铝合金连接

结构经首翻修理(腐蚀修理及更换相同涂层)后均可在9年日历大修间隔中保持有效的防护作用,所产生的腐蚀损伤亦可通过大修时适当的腐蚀修理及涂层更新予以修复。

(3) 就几种不同连接形式试件的相对比较而言,其腐蚀程度由较弱至较强的顺序为:铝铆钉连接→钢铆钉连接→钢抽钉连接→钢螺栓连接。因此,在首翻及大修时对应的修理方法简易程度必须有所区别。对铝铆钉连接件而言,主要是更换涂层,只需对发现明显腐蚀的局部实施打磨修理;对钢铆钉连接件而言,在主要更换涂层基础上,需打磨修理的局部腐蚀部位要略多一些;而对钢螺栓(钢抽钉)连接件而言,则在更换涂层前必须对已产生基体腐蚀的连接孔处进行局部打磨,直至清楚全部蚀坑,其打磨深度相对较大。

2) 日历寿命评定结论

(1) 采用 TB06-9+TS96-71 优选涂层体系可以使铝合金结构满足首翻10年,大修间隔9年,总寿命28年的常用日历寿命指标,达到在日历大修间隔内涂层体系保持有效的要求。

(2) 对应的大修(含首翻)腐蚀修理方法大致为:①局部褪漆;②去除腐蚀;③清洗;④烘干;⑤涂底漆;⑥涂面漆。

(3) 对铝铆钉、钢铆钉连接结构而言,其日历首翻期、大修间隔及总寿命可以适当延长。而对钢螺栓(抽钉)连接结构而言,如果螺帽(钉头)也涂有TB06-9底漆后再统一涂TS96-71面漆,钉头及连接孔附近的腐蚀程度会有较大改善。其日历首翻期、大修期及总寿命亦可适当延长。因此,合理采用TB06-9+TS96-71涂层体系,配合外场使用时正确的清洗和维护措施,再加之缓蚀剂等紧固件耐蚀措施,不仅可以满足现役飞机铝合金结构的日历寿命要求,而且可作为新机铝合金结构涂层选取的重要基础。

6.5.2 优选涂层的工程应用

6.5.2.1 概述

经过6.2节、6.3节、6.4节和6.5.1节的实验和分析,给出了铝合金优选涂层体系满足飞机结构日历寿命要求的结论,从而有必要推广应用到飞机实际型号上,这也是考核和验证涂层体系的一个重要内容。通过该优选涂层系统在我国先进歼击机上的推广应用,逐步取代现用的涂层体系,最终实现提高飞机蒙皮涂层系统抗腐蚀能力、延长蒙皮涂层使用寿命的目的。目前,该涂层体系已由应用单位分别进行了配套性试验,然后在国产先进歼击机上获得应用。

6.5.2.2 配套性试验和工艺试验

1) 应用氟聚氨酯涂层进行的配套性试验(一)

配套实验的目的是：

(1) 施工工艺条件对涂层系统最终质量(附着力)的影响。研究目的是为先进飞机应用氟聚氨酯涂层时制订最佳工艺路线和条件。

(2) 国产涂层系统与俄罗斯底漆的相容性研究。研究目的是为几十架后续生产先进飞机应用氟聚氨酯涂层提供技术依据。

测试结果见表 6-21 和表 6-22。

表 6-21 施工工艺条件对涂层系统附着力的影响

序号	涂层系统(使用部位)	涂层系统附着力/MPa			
		工艺条件 1	工艺条件 2	工艺条件 3	工艺条件 4
1	TB06-9 + TS96-71(铝合金基材)	19.25	17.56	16.45	20.73
2	H06-1012H + TS96-71 (碳纤维复合材料基材)	10.88	16.78	18.2	16.2
3	H06-076 + TS96-71(钢基材)	15.4	15.13	20.1	16.8
4	TB06-9 + TS96-71 半光	21.4	15.7	21.18	16.78
5	X06-1 + TB06-9 (大修飞机及裸铝基材专用)	23.8(X06-1 干燥 1h)	12.9(X06-1 干燥 4h)		
6	H04-5236 + TB06-9 + TS96-71 (机、尾翼前缘)	13.26	11.23	12.68	12.15
7	H04-5236 + H06-1012H + TS96-71 (机、尾翼前缘)	11.6	11.93	13.87	12.34
8	H04-5236 + TS96-71(机、尾翼前缘)	3.48	7.43	13.97	14.9
9	1#底漆 + TS96-71(歼八系列飞机)	6.54	10.48	9.97	15.34
注:工艺条件 1 为底漆常温干燥 4h 后再涂面漆; 工艺条件 2 为底漆常温干燥 20h 后再涂面漆; 工艺条件 3 为底漆 40℃~50℃干燥 4h 后再涂面漆; 工艺条件 4 为底漆 40℃~50℃干燥 20h 后再涂面漆。					

表 6-22 国产涂层系统与俄罗斯底漆的相容性研究

序号	涂层系统	涂层系统附着力/MPa
1	ЭП-140(干燥 7 天,打磨) + TS96-71	14.96
2	ЭП-140(干燥 7 天,打磨) + TB06-9(10μm) + TS96-71	17.42
3	ФЛ086(50℃/24h 打磨) + TB06-9	9.55
4	ЭП-0215(干燥 7 天,打磨) + TS96-71	17.85
5	ЭП-0215(干燥 7 天,打磨) + TB06-9 + TS96-71	20.29
6	AK070 + ЭП-140 + AK-070 + AC-1115	14.57

(续)

序号	涂层系统	涂层系统附着力/MPa
7	AK070 + ЭП - 140 + TB06 - 9 + TS96 - 71	17.08
8	AK070 + ЭП - 140 + TS96 - 71	20.06
9	AK070 + ЭП - 140 + 1 号航空底漆 + TS96 - 71	14.37
10	AK070 + ЭП - 140 + AK - 070 + TS96 - 71	15.72

通过以上试验,得出以下结论:

(1) TS96 - 71 氟聚氨酯涂层系统与铝合金基材、碳纤维复合材料基材、钢基材有良好的相容性,工艺实现简便,满足飞机使用要求。

(2) 通过选用适当的过渡层,TS96 - 71 氟聚氨酯涂层系统与大修飞机的裸铝基材有良好的相容性,工艺实现简便,满足大修飞机使用要求。

(3) 通过选用适当的过渡层,TS96 - 71 氟聚氨酯涂层系统与俄罗斯底漆可以获得有良好的相容性,工艺实现简便,满足飞机使用要求。

2) 应用氟聚氨酯涂层进行的配套性试验(二)

试验要求及过程详见《TS96 - 71 氟聚氨酯涂层系统与 W06 - 2(II) 等底漆配套性试验报告》

通过以上试验,得出以下结论:

(1) TS96 - 71 涂层系统(TB06 - 9 底漆、TS96 - 71 面漆)基本性能(漆膜柔韧性、耐低温性能、耐介质性能和耐热性能等)良好,能满足飞机使用要求。

(2) TS96 - 71 涂层系统(TB06 - 9 底漆、TS96 - 71 面漆)与现用 W06 - 2(II) 底漆、S06 - 1010H 底漆相容性良好,TS96 - 71 面漆可不经 TB06 - 9 底漆过渡直接施工于上述底漆。

(3) TS96 - 71 面漆与 H61 - 83 镉黄底漆相容性不好,不能直接施工于 H61 - 83 镉黄底漆上。如需在 H61 - 83 镉黄底漆涂 TS96 - 71 面漆时,应采用 TB06 - 9 底漆过渡层。

3) 应用氟聚氨酯涂层进行的配套性试验(三)

该配套性试验结论如下:

(1) 通过性能验证试验,获得了比较全面的性能数据,对氟聚氨酯涂层系统常规性能、耐环境及介质性能、涂料与基材相容性能等都有了更进一步的了解,达到了试验预定的目标。

(2) 氟聚氨酯涂层系统常规性能较好,能够满足设计要求;氟聚氨酯涂层系统与基材相容性良好,可以与型号不同基材及表面处理配套使用,能够满足

设计要求。

(3) 氟聚氨酯涂层系统耐环境及介质性能绝大部分项目良好,但耐热及耐油后冲击强度稍差(仅指白色),与飞机蒙皮漆国军标要求相比有一定差距,但符合材料标准要求。

(4) 氟聚氨酯涂层系统颜色及光泽符合标准色卡,满足军方对整机外表面颜色及光泽要求。

(5) 氟聚氨酯涂层系统能够满足设计及使用要求,可以装机使用。

4) 喷涂 TS96-71 氟聚氨酯涂层工艺总结

若干架先进飞机试喷国产蒙皮涂层系统,工艺评审结论如下:

(1) 国产蒙皮涂料质量稳定,入场验收一次复验合格。

(2) 国产蒙皮涂料遮盖力强、漆层饱满、流平性好、无拉丝,工艺性能明显优于俄蒙皮涂料,施工过程符合整机喷涂质量控制要求。

(3) 国产蒙皮涂料的喷涂质量符合验收标准,喷涂标志清晰、漆膜硬度高、耐溶剂性能好,实物质量明显优于俄罗斯实物水平。

5) 飞机实际涂装考核

2002—2005 年若干架某型飞机涂装国产含氟聚氨酯涂层系统,经历了 0~3 年的外场使用环境考核,结果表明与同期采用其他涂层的飞机相比较,在防腐效果上,含氟聚氨酯涂层系统有明显提高,可以在飞机实际型号上广泛应用。

6.6 新型纳米涂层的应用研究

6.6.1 引言

随着纳米技术不断向涂料研究领域渗透,纳米复合涂层日趋成熟。近年来航空装备研究所联合中科院金属研究所针对我国飞机的使用情况、服役环境和结构腐蚀特点,开展了军用飞机结构新型纳米复合涂层的研发与应用研究,并通过在现役飞机防护涂料中添加不同的纳米材料,采用特殊工艺成功研发成功了 IMR 系列纳米复合涂层。大量的试验及检测结果表明,该系列涂层具有优良的抗环境腐蚀(老化)性能。

按照军用飞机结构的有关技术要求,新涂层只有表现出比现役飞机涂层具有更好的防腐效果,才允许在飞机结构中推广应用。因此,有必要从涂层本身的抗老化性能(耐湿热、盐雾和紫外线)、抗划伤性能、与金属基体的附着力、工艺性、成本及配套设施等几个方面,将新型涂层与现役飞机结构涂层进行对比评定。

根据飞机结构不同部位受环境因素影响的严重程度,应着重针在三个方面对 IMR 纳米复合涂层的防腐效果进行评定,这对于确定涂层的使用寿命、制订合理的涂层维修或重新喷涂周期、延长使用寿命十分重要;同时也是筛选和评估不同涂层或工艺的优劣所不可缺少的。

6.6.2 新型纳米涂层的抗紫外线老化试验评定

6.6.2.1 紫外线老化加速环境谱

飞机机身、外翼、水平尾翼等结构部位的上表面漆层主要受太阳紫外线和湿热等环境因素作用,容易发生裂解而出现光泽度下降、粉化、龟裂、脱落等老化现象,最终导致金属基体腐蚀。研究表明,紫外线是引起涂层老化的重要因素,而湿热环境又会加速有机涂层的老化。紫外线老化环境谱应该包括紫外线照射和湿热曝露环境两部分。

针对我国军用飞机较严酷的服役环境以及典型外露结构部位涂层老化失效的特点,参照国内外同类试验方法,并在完成前期探索性试验研究的基础上,编制了如图 6-21 所示的紫外线老化加速环境谱。该环境谱的一个试验周期为 24h,由紫外线照射和湿热曝露两部分组成,其中紫外线照射时间为 14h,温度为 $(50 \pm 2)^\circ\text{C}$,相对湿度为 $(50 \pm 5)\%$;湿热曝露时间为 10h,温度为 $(40 \pm 2)^\circ\text{C}$,相对湿度为 $(90 \pm 5)\%$ 。

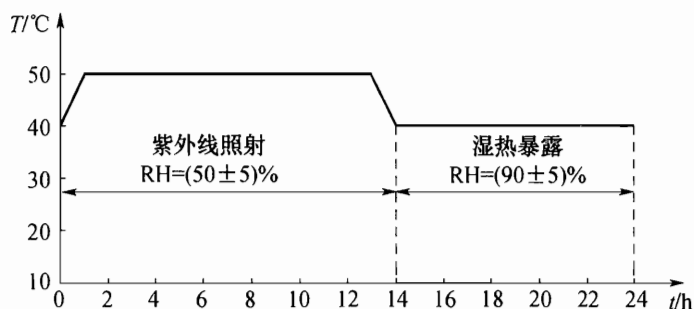


图 6-21 紫外线老化试验谱示意图

6.6.2.2 试验方法及过程

(1) 试件材料及涂层系统的选取。选用现役飞机结构常用的 4 种铝合金材料:LY12(板材 $\delta 1$)、LC4CS、Д19 和 B95ПЧ. T2,加工成表面尺寸为 $150\text{mm} \times 75\text{mm}$ 的试件。一部分试件按相关标准涂有现役飞机用的典型涂层,TB06-9 底漆和 TS70-1 聚氨酯漆面漆;另一部分试件涂 IMR 纳米复合涂层。

(2) 试验过程。试验采用 UR2600 紫外线老化试验箱予以实施, 试验共进行了 30 个周期, 每周期为 24h。试验过程中每隔 100h 用紫外线辐照计测量 1 次箱体內的紫外线辐照度, 当紫外线辐照度下降 20% 时, 更换紫外线灯管。试验过程中定期测定试件涂层的色差变化情况, 并记录各组试件累积照射时间。

试验前对试件进行如下处理: 用肥皂水擦洗试件表面以去除油污→自来水冲洗后用蒸馏水擦洗→吹干→用 BYK 色差仪进行初始光泽度测量并做记录→试件悬挂在老化试验箱內的试件挂架上。

试件挂架在试验过程中保持 0.1r/min 的转速匀速转动, 保证试件受紫外线均匀照射。试验过程定期将试样从试验箱中取出, 用脱脂棉蘸去离子水将试样表面洗净、吹干。在室温条件下, 用 BYK 色差仪测量涂层的色差值的变化情况。

6.6.2.3 试验结果分析

(1) B95ПЧ. T2 结构件涂层色差变化情况。图 6-22 为 A1(某先进飞机飞机原始涂层) 和 A2(现役飞机用国产内表面涂层 TB06-9 底漆) 曝露 30 个周期后色差变化曲线。不难看出, 两种涂层均发生显著变化, 色差均超过了 5, 相比之下, A1 色差变化稍大于 A2 的色差变化。

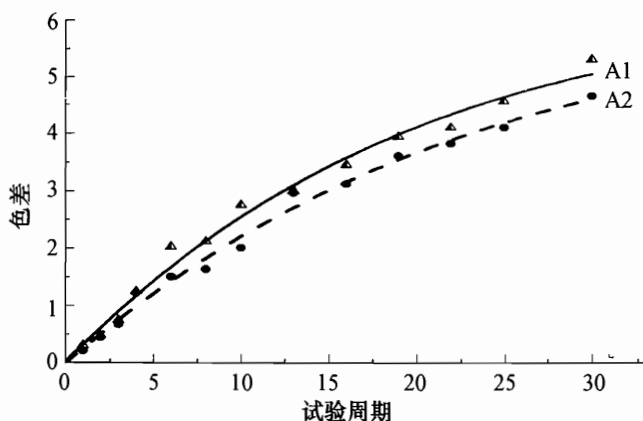


图 6-22 B95ПЧ. T2 结构件涂层色差变化曲线

(2) Д19 蒙皮试件涂层色差变化。由图 6-23 可以看出, B5(TB06-9 底漆 + IMR21 纳米聚氨酯漆) 色差变化值明显小于 B1(飞机原始涂层)、B2(TB06-9 底漆)、B4(TB06-9 底漆 + TS70-1 面漆), 表明 IMR21 纳米聚氨酯复合涂层有良好的抗老化性能。B2 的抗老化性能较差。B4 为现役飞机的典型防护涂层, 其色差变化明显高于 B5。试验结果说明, 在 Д19 蒙皮上喷涂纳米复合涂层后抗老化性能明显高于现役飞机的防护涂层。

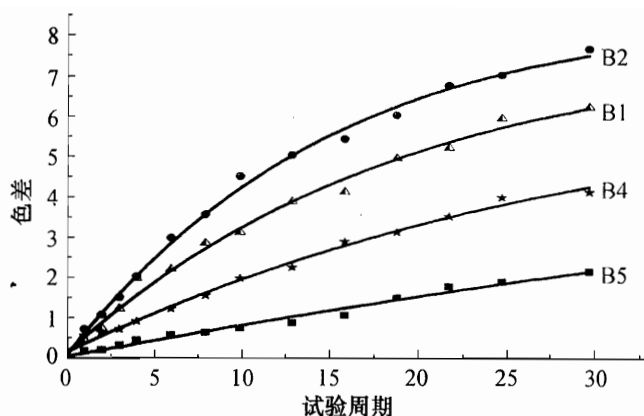


图 6-23 D19 蒙皮试件涂层色差变化曲线

(3) LY12 试件涂层(底漆 + 面漆)色差变化。由图 6-24 可见, D4(TB06 - 9 底漆 + IMR11 纳米聚氨酯漆)和 D5(TB06 - 9 底漆 + IMR21 纳米聚氨酯漆)2 种纳米复合涂层的色差变化均小于 D4(TB06 - 9 底漆)和 D2(TB06 - 9 底漆 + TS70 - 1 面漆)两种现役飞机最常用防护涂层的色差变化。其中 D4 变化最小, 色差变化值小于 2, 表明纳米复合涂层性能应用于 LY12 铝合金结构后, 抗紫外线老化性能明显提高。

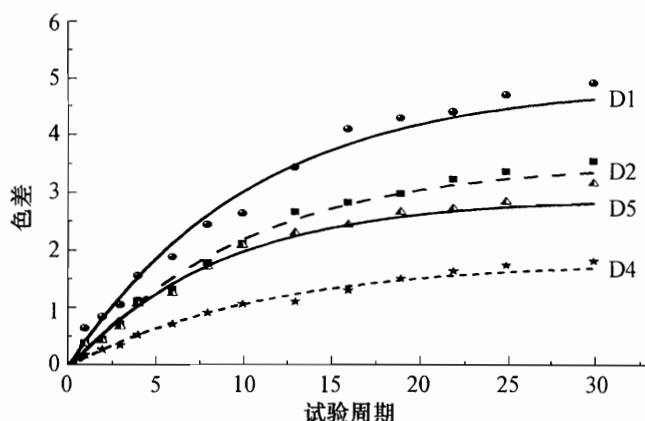


图 6-24 LY12 试件涂层(底漆 + 面漆)色差变化曲线

(4) LY12 试件涂层(只涂面漆)色差变化。从图 6-25 可以看出, 在同样的试验条件和照射时间下, LY12 试件在不涂底漆只涂面漆的情况下, 现役飞机常用 E1(TS70 - 1 聚氨酯漆)的色差变化明显高于 E3(IMR11 纳米聚氨酯漆)和 E5(IMR21 纳米聚氨酯漆)2 种纳米复合涂层。其色差变化程度顺序与试件涂底漆 + 面漆的情况一致。色差变化从大到小的顺序依次为: TS70 - 1 聚氨酯, IMR21 纳米聚氨酯, IMR11 纳米聚氨酯漆。

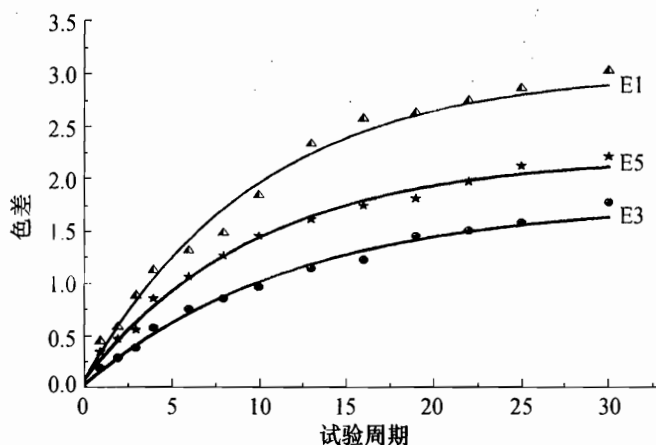


图 6-25 LY12 试件只涂面漆色差变化曲线

比较图 6-24 和图 6-25 不难发现,只涂面漆试件的色差变化比涂底漆 + 面漆试件的色差变化小。产生上述试验差异的主要原因可能是, TB06-9 底漆受紫外线照射后色差变化大(见图 6-26),会直接影响到面漆色差变化增大。

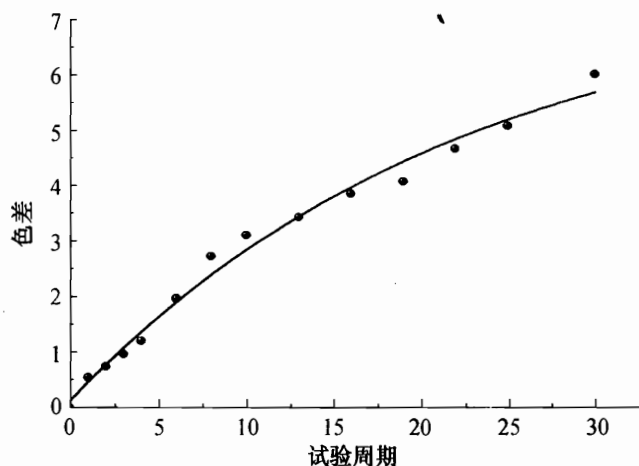


图 6-26 LY12 试件只涂 TB06-9 底漆色差变化曲线

(5) 涂层老化特性的数学描述。根据上述加速老化试验曲线,防护涂层的色差 ΔE^* 随着老化时间 t 呈现出幂函数增长的趋势,由此不妨假设有下列关系式成立:

$$\Delta E^* = kt^b \quad (6-1)$$

对式(6-1)两边取对数,并设 $y = \lg(\Delta E)$, $x = \lg t$, $a = \lg k$,从而转化为双对数坐标系下的线性函数。则有:

$$y = a + bx \quad (6-2)$$

根据最小二乘法原理对式(6-2)拟合,可求得拟合参数 k 、 b 和相关系数 r_{xy} 。不同类型的涂层加速老化参数见表6-23。

表6-23 涂层老化试验数据拟合结果

涂层分类		拟合点数	拟合结果		
			k	b	r_{xy}
A	A1	13	0.32972	0.85055	0.98757
	A2	13	0.26522	0.88459	0.98966
B	B1	13	0.52127	0.76447	0.98981
	B2	13	0.73208	0.72422	0.99413
	B4	13	0.41618	0.67127	0.98494
	B5	13	0.14413	0.76701	0.98796
D	D1	13	0.59457	0.65549	0.99298
	D2	13	0.35937	0.72217	0.98608
	D4	13	0.18374	0.71099	0.99344
	D5	13	0.36153	0.67886	0.98211
E	E1	13	0.34915	0.57439	0.98933
	E3	13	0.20188	0.66331	0.99342
	E5	13	0.45102	0.59495	0.99207

6.6.3 新型纳米涂层在干、湿交替环境下抗腐蚀性能评定

6.6.3.1 周期浸润环境谱

在一些半封闭式或密封较差的内部结构部位,由于含氯离子和硫化物等腐蚀介质的潮湿空气渗入或者形成凝露,往往又因不通风或排水不畅,易使水分或潮气等腐蚀介质长时间滞留,局部环境的腐蚀性比外界大气环境更恶劣,其腐蚀过程可归结为干湿交替的过程。可采用周期浸润的试验方法模拟环境对纳米复合涂层的作用,给出纳米涂层在此环境下的抗腐蚀性能的评定结论。

为了加速再现典型内部结构在干湿交替环境下的腐蚀损伤过程和特征。同时考虑到服役环境的具体特点,本试验对传统的周期浸润环境谱进行了调整,调整后的周期浸润环境谱属国内外类似环境腐蚀试验中较严酷的环境谱之一,见图6-27。

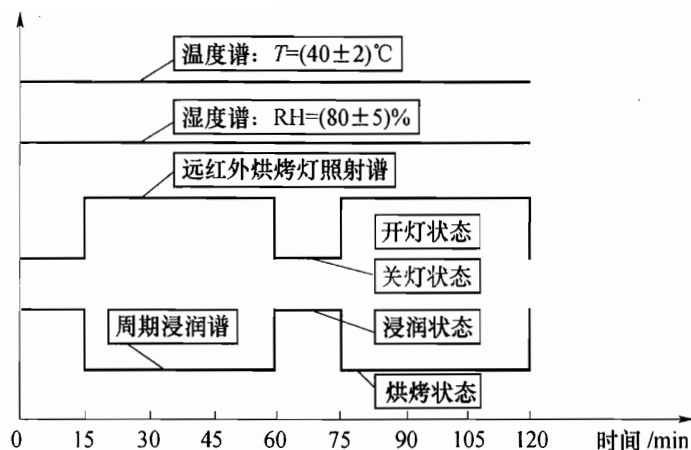


图 6-27 周期浸润环境谱示意图

具体情况如下:

温度 $T = (40 \pm 2) ^\circ\text{C}$; 相对湿度 $\text{RH} = (80 \pm 5) \%$;

腐蚀溶液: 采用蒸馏水配制 5% NaCl + 0.208% NaHSO₄ 溶液, 滴加少量的稀 H₂SO₄, 使溶液的 pH 值达到约 4 ~ 4.5。

每个浸润周期为 60min, 其中 15min 试件浸入溶液, 45min 在溶液外接受远红外烤灯照射。然后进入第二个试验周期, …… , 循环往复, 当试件出现明显腐蚀时, 试验结束。

6.6.3.2 试验方法及过程

试验前对试件进行如下处理: 用金属去污剂或肥皂水擦洗试件表面以去除油污 → 用自来水冲洗后用蒸馏水擦洗 → 用无水酒精将试件擦干净 → 将试件吹干 → 对试件进行外观观察 → 将试件背面 (非试验考核区) 涂覆 931 防水胶进行保护 → 用绝缘线将试件固定在试验箱的试件挂架上。

试验采用周期浸润试验箱实施。试验过程中采用精密 pH 试纸定期检测腐蚀溶液的 pH 值, 确保其在 (4.0 ~ 4.5) 范围内。试验结束后立即取出试件。并按如下步骤立即对试件进行处理: 用软毛刷或棉纱对试件先用自来水后用蒸馏水进行擦洗, 除去试件表面的腐蚀产物 → 将试件吹干 → 在体视显微镜下观察试件腐蚀情况, 做好记录 → 将试件放置于干燥器皿中。

6.6.3.3 试验结果分析

(1) 试件表面裸露状态与阿洛丁处理状态腐蚀情况

对不同材料试件在表面裸露状态和阿洛丁氧化处理状态下未腐蚀和腐蚀后以及进行了对比观测, 观测结果见表 6-24。图 6-28 和图 6-29 示出了不同材料这两种状态的表面腐蚀形貌特征照片。

表 6-24 试件表面裸露状态与阿洛丁处理状态
周期浸润腐蚀 330h 试验结果

型号	表面状态	腐 蚀 状 态
LY12	裸露状态	试件表面腐蚀严重,腐蚀坑虽不大,但较深。显微镜下观察发现,整个试件表面腐蚀呈网状,表面遍布沉着的白色腐蚀产物
	阿洛丁处理	腐蚀坑较浅,未发现网状剥蚀
LC4	裸露状态	试件正面发黑,腐蚀严重,目视观察发现有点蚀坑出现。显微镜下观察,则整个试件表面呈现出较明显的剥蚀特征。试件反面保护胶下严重起泡。揭开保护胶,可见到结晶出的盐粒,试件已出现严重层状剥蚀
	阿洛丁处理	试件正面呈灰黑色,点蚀坑相对较浅,剥蚀现象不如未经阿洛丁处理严重。反面保护胶下严重起泡,试件出现严重层状剥蚀
Д19	裸露状态	表面有针尖状蚀坑,腐蚀较轻。
В95ПЧ. Т2	裸露状态	试件正面颜色呈灰色。蚀坑较大,数量少。固定螺钉周围严重腐蚀,试验过程中有大量防水胶溢出。洗净吹干后拿到显微镜下观察发现,固定螺钉周围堆积有大量白色腐蚀产物

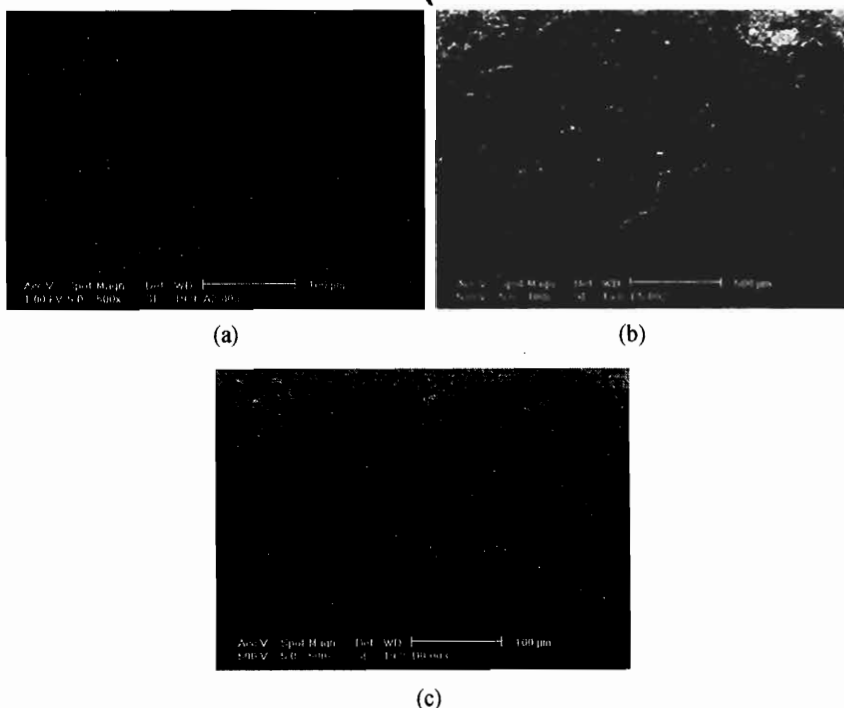


图 6-28 周期浸润环境谱下经过 330h

试验后不同材料裸露状态腐蚀情况

(a) LY6 铝合金;(b) LC4 铝合金;(c) LY12 铝合金。

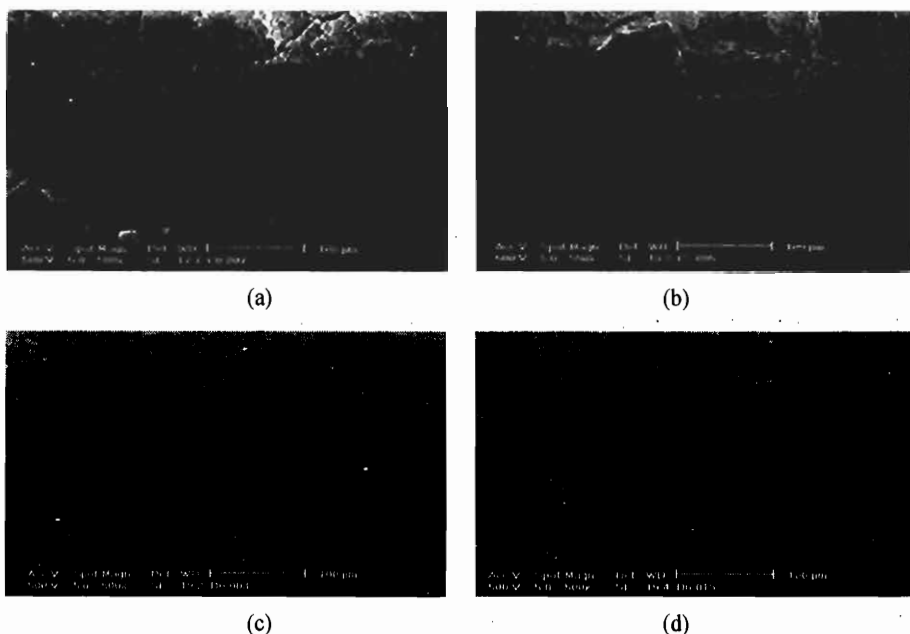


图 6-29 周期浸润环境谱下试验 330h 后

同种材料经阿洛丁处理与未处理腐蚀情况

- (a) LY4 铝合金(裸露状态);(b) LY4 铝合金(阿洛丁处理);
(c) LY12 铝合金(裸露状态);(d) LY12 铝合金(阿洛丁处理)。

(2) 现有飞机涂层与纳米涂层腐蚀情况

图 6-30 和图 6-31 是几种纳米涂层在经过 330h 的严酷腐蚀后试件的表面形貌。可以看出在该周期浸润环境谱下,相对于国产 TB06-9 底漆,飞机原始涂层虽有部分起泡现象,但试件涂层颜色基本没有任何变化。TB06-9 底漆涂层由于附着力较差,显微镜下观察发现试件表面出现不均匀小蚀坑,同时有面积大小不一的脱漆现象,但脱漆处并无明显腐蚀。而 TB06-9 底漆 + IMR11 纳米聚氨酯漆、TB06-9 底漆 + IMR21 纳米聚氨酯漆等涂层均未出现失效现象。表明纳米复合涂层在干湿交替环境下均具有良好的防腐性能。

6.6.4 新型纳米涂层在综合环境谱下的抗腐蚀性能评定

飞机起落架舱、机翼和机身下表面等结构部位的涂层,往往会受到多种环境因素如盐雾、湿热、低温疲劳、干湿交替等因素的综合作用。显然,采用单一环境试验不能对涂层在此环境下的抗腐蚀性能做出准确评估。为此,采用综合环境试验的方法,通过对涂层模拟件在综合环境谱下的试验结果进行对比分析,给出纳米复合涂层抗综合环境性能的评定结论。

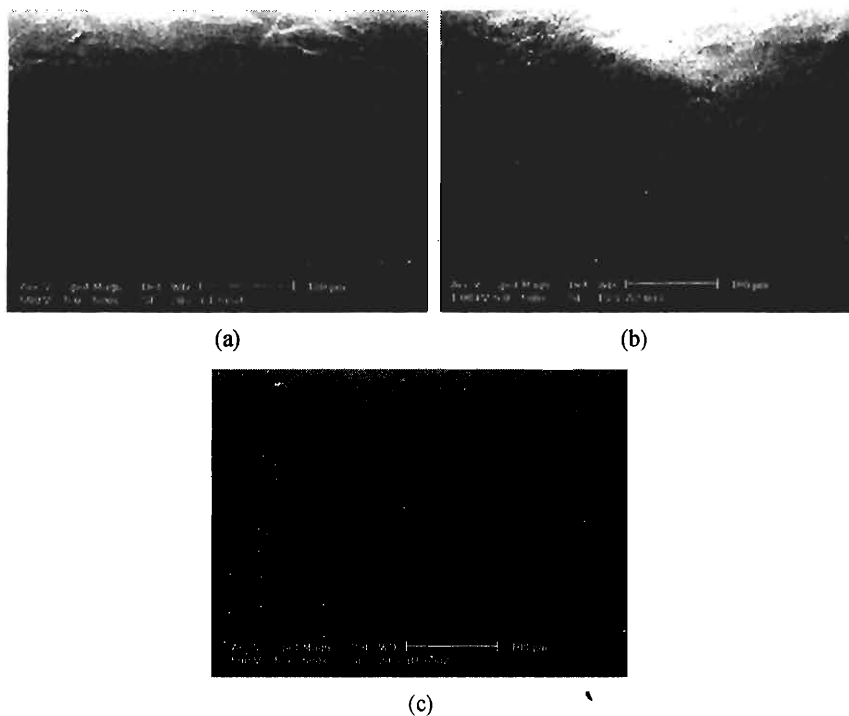


图 6-30 周期浸润环境谱下试验 330h 后
飞机原始涂层与国产底漆腐蚀情况的比较
(a) Д19(原涂层); (b) B95ПЧ. Т2(TB06-9 底漆);
(c) Д19(TB06-9 底漆)。

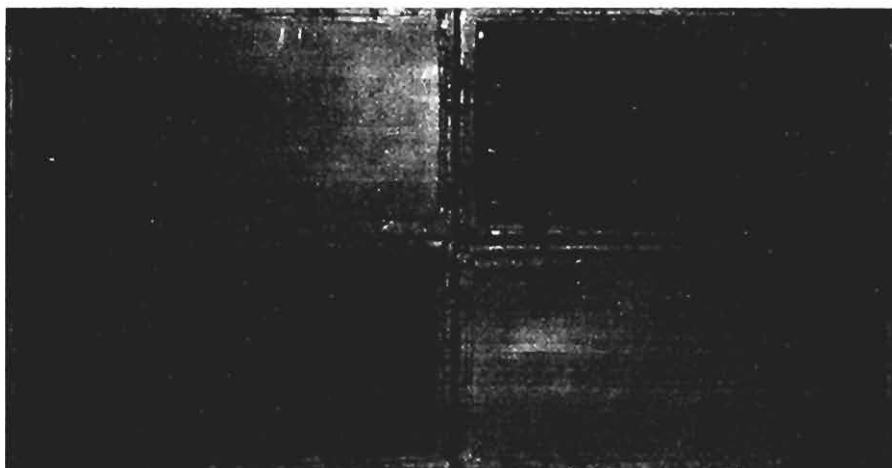


图 6-31 周期浸润环境谱下试验 330h 后
IMR11 和 IMR21 纳米复合涂层没有明显的失效特征

6.6.4.1 综合环境谱

对于受温度、湿度、紫外线老化、盐雾、酸雨以及在高空飞行中受低温和疲劳载荷作用等综合环境因素影响的飞机结构部位,在对涂层进行评定时需要考虑综合环境因素的作用。为此,在参考国内外涂层评估技术标准,编制了综合腐蚀环境谱,如图 6-32 所示。该环境谱对盐雾试验的关键技术进行了探索性创新,将中性盐雾试验改为乙酸铜加速盐雾试验,以实现短期内评估出有机涂层防腐性能的工程需求。每个流程为一个试验周期,严格按照环境谱相关条件循环试验,直至涂层出现明显失效。

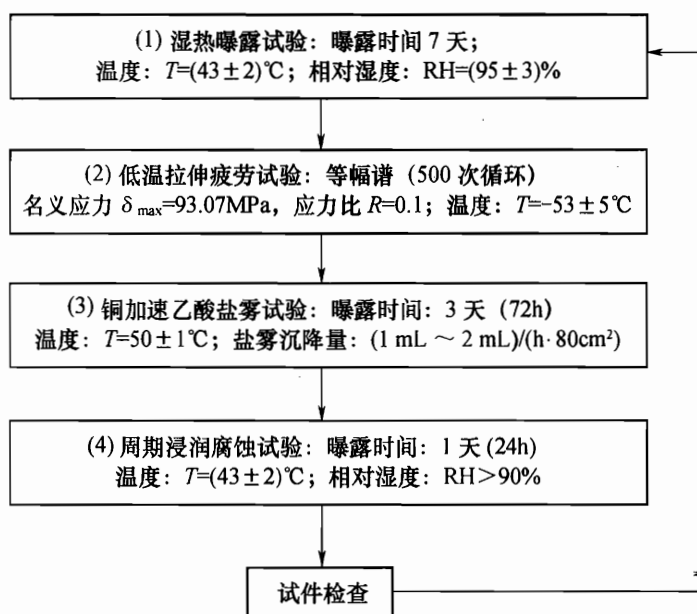


图 6-32 涂层试件综合环境加速试验谱

6.6.4.2 试验方法及过程

1) 试件材料及涂层系统的选取

选用航空用 LC4 铝合金板,加工成 $150\text{mm}\times 75\text{mm}\times 3\text{mm}$ 试样板。试件制作过程为:外形尺寸加工 ($150\text{mm}\times 75\text{mm}$)→按照涂漆规程进行表面处理→涂漆(按照国内军用飞机涂漆工艺规程涂漆)→固化→检测。

本试验选择了 3 种不同涂层系统及试件表面状态,其中包括 2 种现役飞机的主要涂层(TB06-9 底漆和 TS70-1 聚氨酯面漆)和 IMR 纳米复合涂层。试件材料、涂层系统及表面状态见表 6-25。

表 6-25 试件分类情况

涂层分类	试件编号	底漆厚度/ μm	面漆厚度/ μm
TS70-1 浅灰聚氨酯磁漆	NO. 030718TS70-120	18	45
	NO. 030718TS70-121	15	40
IMR11 浅灰丙烯酸聚氨酯磁漆	NO. 030718P+T19	16	57
	NO. 030718P+T20	17	63
IMR21 浅灰聚酯聚氨酯磁漆	NO. 030718B+T19	19	63
	NO. 030718B+T20	20	67

2) 试验过程

将试件背面及四周边缘采用清漆密封,保持试件表面洁净。试验实施步骤和过程如下。

(1) 温湿曝露试验。温湿曝露试验采用 H1200C 温湿交变试验箱予以实施;工作室的环境条件:温度为 $T = (43 \pm 2)^\circ\text{C}$,相对湿度 $\text{RH} > 90\%$;曝露时间为 168h(7 天)。

(2) 低温疲劳试验。采用疲劳试验机实施,疲劳载荷施加 500 次等幅疲劳载荷,试件试验段名义应力 $\sigma_{\max} = 93.07\text{MPa}$,应力比 $R = 0.1$,加载频率 $f = 5\text{Hz}$,试验时需按试验段的实际截面积计算最大载荷;温度 $T = (-53 \pm 5)^\circ\text{C}$ 。

(3) 盐雾试验。试验曝露时间为 3 天 72h;试验温度为 50°C 。

试验前准备工作:先用蒸馏水配置浓度为: $(50 \pm 5)\text{g/L}$ 氯化钠溶液;然后加入氯化铜($\text{CuCl}_2 \cdot \text{H}_2\text{O}$),使其浓度为: $(0.26 \pm 0.02)\text{g/L}$;最后加入适量的冰乙酸,使 $\text{pH} = 3.1 \sim 3.3$ 。溶液的 pH 值可用冰乙酸和氢氧化钠溶液进行调整。

试样放置在惰性材料制成的试样架上。盐雾沉降率为 $1 \sim 2\text{mL}/(\text{h} \cdot 80\text{cm}^2)$ 。试验结束后,用清洁流动水清洗试件表面的溶液,再用蒸馏水冲洗,最后吹干。

(4) 周期浸润腐蚀试验。周期浸润试验采用周浸箱予以实施,试验时间为 24h。温度 $T = 40^\circ\text{C}$,相对湿度 $\text{RH} = (95 \pm 5)\%$;浸润周期为 30min,其中 7.5min 试件在溶液中浸润,22.5min 试件在溶液外烘烤。腐蚀溶液为修改后的 EXCO 溶液,具体配方如下:

NaCl	234g/mL
KNO_3	25g/mL

98% 的浓 H_2SO_4 3mL/L

6.6.4.3 试验结果分析

在相同的加速腐蚀环境谱条件下,经过 2 个周期的试验后,现役飞机涂层多处出现了明显的鼓泡现象,涂层呈现典型的丝状腐蚀特征,试件基体局部裸露出灰色的腐蚀产物,与外场军用飞机的腐蚀现象基本一致。而纳米复合涂层未出现失效现象,涂层保持完好状态,表现出了涂层较好的防腐性能,如图 6-33 所示。

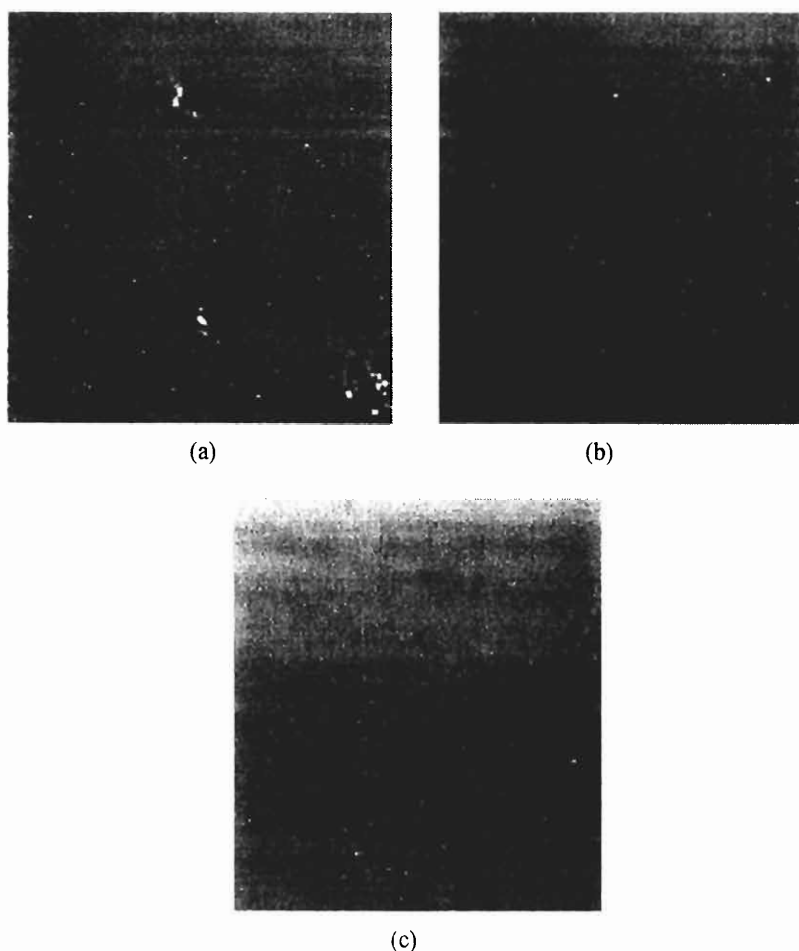


图 6-33 周期浸润环境谱下 2 个周期的试验后涂层表面情况
(a) 现役飞机涂层;(b) IMR11 纳米复合涂层;(c) IMR21 纳米复合涂层。

防护涂层存在的缺陷越多,腐蚀介质越容易渗透到金属基体表面。在显微镜下观察发现,现役飞机涂层表面粗糙不平,存在较多的缺陷。而 IMR 纳米复合涂层则比较细腻且较为平整,如图 6-34 所示。

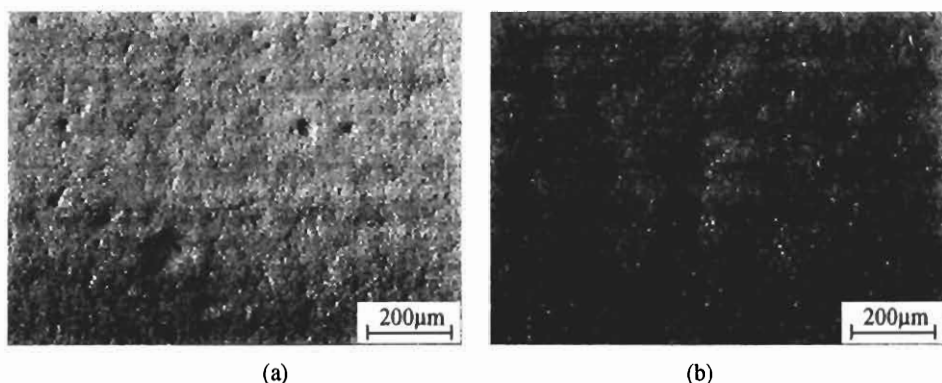


图 6-34 光学显微镜下涂层表面形貌
(a) 现役飞机涂层原始形貌;(b) IMR 纳米复合涂层原始形貌。

现役飞机常规涂层试件出现了较多的鼓泡、开裂和脱落现象,裸露出灰色的腐蚀产物,如图 6-35 所示。去掉起泡部位的涂层,发现金属基体出现腐蚀,腐蚀产物主要由有 O,Al 和 Cl 元素组成。这表明含 H_2O 、 Cl^- 的腐蚀介质透过涂层到达铝合金基体的表面发生了反应,最后并生成絮状的腐蚀产物 $Al(OH)_2Cl$,腐蚀向纵深处发展,形成较深的腐蚀坑:

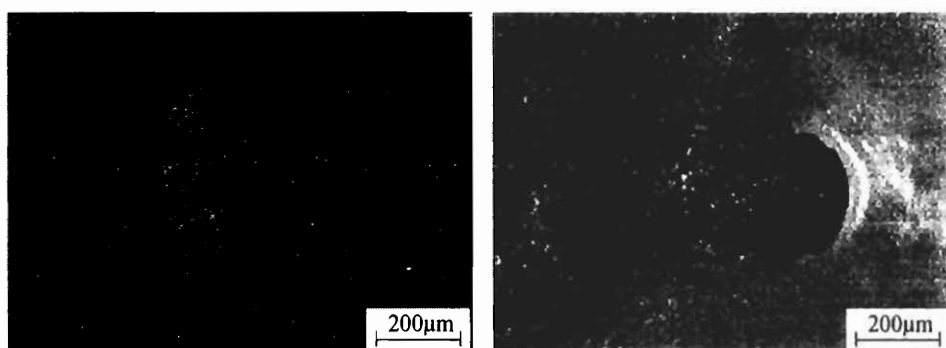


图 6-35 光学显微镜下现役飞机涂层鼓泡现象及涂层破坏后形貌

6.6.5 新型纳米涂层应用于典型飞机结构的抗腐蚀/老化性能 评定结论

多种典型结构模拟件新型涂层和现役飞机结构典型防腐涂层耐腐蚀、抗老化性能的综合评定结果表明,与现役飞机结构防护涂层相比,IMR 系列纳米复合涂层抗典型严酷环境老化(或腐蚀)性能有显著提高。

参考文献

- [1] 美国国防部联合使用规范指南 飞机结构. JSSG—2006, 1998.
- [2] 中华人民共和国国家军用标准. 军用飞机结构强度规范 重复载荷、耐久性和损伤容限. GJB67. 6A—2008.
- [3] 刘文琰, 李玉海. 飞机结构日历寿命体系评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
- [4] 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, 1989.
- [5] 工程材料实用手册编辑委员会 工程材料实用手册——涂料、绝缘材料、纺织材料[M]. 北京: 中国标准出版社, 1989.
- [6] 中国国家标准汇编[G]第10册. 北京: 中国标准出版社. 1984.
- [7] 李金桂, 赵闰颜. 腐蚀和腐蚀控制手册. 北京: 国防工业出版社, 1991.
- [8] 化工部合成材料老化所. 高分子材料老化与防老化[M]. 北京: 化学工业出版社, 1979.
- [9] 虞北年. 防腐蚀涂料和涂装[M]. 北京: 化学工业出版社, 1994.
- [10] 涂料研究所. 涂料使用技术[M]. 第一分册. 北京: 石油化学工业出版社, 1972.
- [11] 化工部合成树脂及塑料工业情报中心站. 化工产品手册——合成树脂与塑料[M]. 北京: 化学工业出版社, 1993.
- [12] 刘一鸣. 高性能表面防护涂层系统加速环境试验研究总结报告[R], 中国飞机强度研究所, 2001.
- [13] 刘登良. 涂层失效分析的方法和工作程序[M]. 北京: 化学工业出版社, 2003.
- [14] 李金桂. 防腐蚀表面工程技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 2003.

第7章 结构透明件(有机玻璃)

抗老化控制与评定

7.1 结构透明件(有机玻璃)抗老化品质评定与加速老化试验方法

7.1.1 概述

由于军用飞机各个机型的飞行条件和飞行环境的差异,以及大量偶然因素的作用,国内外对飞机透明件的使用寿命也是单独规定的。使用寿命是通过有机玻璃基本性能的试验结果和透明件构件的综合试验结果来确定的。而且有机玻璃材料的基本性能试验和透明件构件试验都附带有环境条件,同时也考核了老化的影响。试验中的环境条件取决于飞机使用中的实际环境条件;老化包括自然老化和加速老化,加速老化的环境条件结合气象数据和飞机服役期间的实际情况确定。近些年来,由于大气环境的不断恶化,国外对透明件以前确定的使用寿命都进行了修正。

在俄罗斯是由 ВИАМ(原苏联航空材料研究院)、ЦИАМ(中央航空发动机研究院)和飞机设计局三方共同参与座舱透明件使用寿命预测技术的研究工作。由 ВИАМ 负责原材料的性能及其老化;ЦИАМ 和飞机设计局负责制件的工作环境试验和实际飞行试验。最终使用寿命由上述三方和使用单位共同认可。由于俄罗斯几十年来特别重视透明材料的发展,目前俄罗斯的座舱透明件特别是 А0-120 有机玻璃已基本上做到与飞机同寿。

目前,国内外对有机玻璃力学性能的研究一般都结合特定的环境条件进行。对其静强度和疲劳寿命的描述都是在带环境温度、老化历程、应力集中系数、加载速率或加载频率等前提条件。研究表明:不同型号的材料对不同的环境因素或不同的试验参数表现出不同的敏感性;不同的力学性能对不同的环境因素表现出不同的敏感性;不同材料的各项力学性能都和上述的环境因素和试验参数有关。

美国等发达国家对有机玻璃材料性能和飞机透明件的研究方法与俄罗斯的基本相同。不同的是:在老化性能研究方面,美国主要采用加速老化的方法代替

自然老化方法来研究材料的老化性能。理由是:虽然大气曝露试验对于温度、湿度和紫外光线的时效作用是最准确的描述,而加速老化不可能全面在加速老化环境谱中实施自然老化的所有老化因素,只实施了主要老化因素,但前者周期相当长、费用昂贵,后者可以在短期内获得比较准确的老化效果,缩短材料的研制周期,节约开发经费,能够满足工程要求。

要评定老化环境条件下飞机透明件的寿命,必须研究环境条件对飞机结构透明件的影响,建立老化影响随使用年限的变化规律。为了建立飞机结构透明件疲劳品质和寿命随时间的变化规律,作为老化条件下飞机结构透明件使用寿命评定的基础,必须进行模拟试验件对应不同使用年限的老化试验。然而飞机的使用年限均以年计算,最长可达 30 年或更长,直接将结构透明件置于实际环境中进行地面停放若干年的老化是不实际的。工程上只能采用试验室加速老化的方法,即对材料及其失效形式,建立相应的加速试验环境谱,进行加速老化试验,使材料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的老化效果。

7.1.2 有机玻璃的老化环境

歼击机座舱盖有机玻璃的老化和所有的高分子材料相同,属于一种不可逆的光氧化反应,即除去反应环境后,降解所导致的性能下降不再可能恢复,导致有机玻璃老化的环境因素有物理因素(包括热、光、高能辐射和机械应力的作用)、化学因素(如氧、臭氧、水和酸、碱、油等的作用)和生物因素(如微生物和昆虫的作用)。在这些环境因素作用下,有机玻璃材料性能下降,导致明显的物理效应:变色发黄、发雾、出现银纹、表面龟裂和脆化;还使得力学性能剧烈下降;高分子材料在老化过程中性能下降的主要原因是分子链发生降解和交联反应。降解反应导致分子链断裂,即分子量下降,从而使材料变软、发黏并丧失机械强度;交联则往往是高分子材料变脆或失去弹性。导致有机玻璃老化的主要因素是阳光中的紫外线、温度和水分。

7.1.2.1 太阳辐射能谱和紫外线辐射量

太阳对高分子聚合物的危害作用是紫外线和氧参与下的一系列复杂反应所造成的,紫外线波长较短,照射到物质表面时容易被吸收,变成物质内能,这一过程被称为氧化光降解或光氧化、光化学过程,聚合物在含氧环境中受紫外线照射后会发生早期难以觉察的细微的物理和化学变化,这些变化的长期缓慢积累,导致明显的物理效应:变色发黄、表面龟裂和脆化;还使得力学性能剧烈下降,如韧性、拉伸强度和疲劳强度等;太阳辐射能量包括电磁波谱中 $10^{-7} \mu\text{m} \sim 10^5 \mu\text{m}$ 的波长范围,从宇宙线到很长的 X 射线,太阳来的辐射总量以单位时间内的强度

表示为一个常数($1.94\text{g} \cdot \text{cal}/\text{cm}^2 \cdot \text{min}$),称为太阳常数。

地球大气层外的太阳辐射是一个连续的谱分布,结构所关心的仅仅是谱的 $0.22\mu\text{m} \sim 20\mu\text{m}$ 之间的分布,这部分光谱占总电磁能的99.8%,其谱分布类似于灰体在6000K下的辐射能谱分布,如表7-1所列。

表7-1 地球大气层外太阳能的分布

范围/ μm	分布比例/%	太阳常数/ $(\text{g} \cdot \text{cal}/\text{cm}^2 \cdot \text{min})^{①}$
紫外线 <0.38	7.003	0.136
$0.38 \sim 0.75$	44.688	0.867
红外线 >0.75	48.309	0.937
① $1\text{cal} = 4.18\text{J}$		

太阳是一个巨大的辐射源,它每时每刻都向地球辐射能量。研究表明这些能量通常分为两部分,即短波辐射和长波辐射(见图7-1)。前者包括太阳直接辐射、散射辐射和地表反射的太阳辐射,后者包括地面和大气的热辐射。太阳的辐射具有不同的光谱成分,随着波长的不同而具有相应的能量。通常按其波长将太阳辐射分为图7-2所示的许多区域,其中波长小于400nm的区域称为紫外区。虽然波长在291~400nm范围的紫外光所占比例不大,但其能量却足以对高分子老化产生显著的影响,因为这个范围内的紫外光能量一般高于高分子链中化学能断裂所需要的能量,太阳紫外光能量与键强度见表7-2。

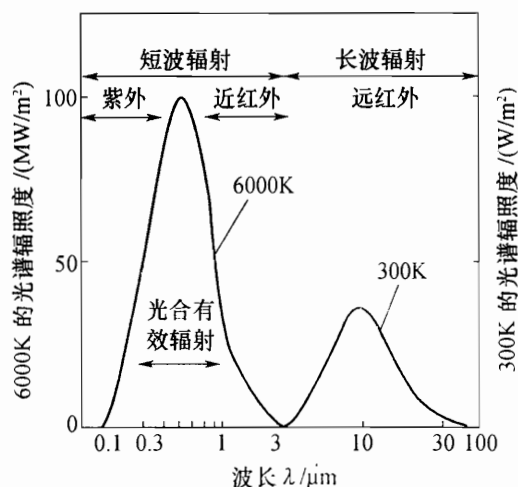


图7-1 短波辐射和长波辐射的光谱分布

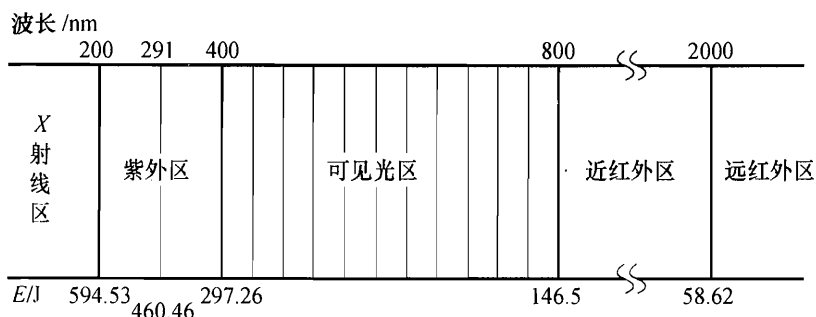


图 7-2 太阳辐射光谱

表 7-2 太阳紫外光能量与键强度

波长/nm	光能量/(kJ/mol)	键 型	键强度/(kJ/mol)
200	600	C - F	449
290	418	C - H	355 ~ 418
300	397	N - H	314 ~ 335
340	352	C - O	314 ~ 335
350	340	C - Cl	293 ~ 360
400	297	C - N	250 ~ 272

7.1.2.2 太阳光曝露下的有机玻璃敏感波长

太阳光是室外自然光源的主要能源,其紫外线能量是光化学反应的主要引发源,红外线能引发热反应,实际上光化学反应和热反应往往相伴发生,所以在户外使用的高分子材料最易受到破坏,破坏力最大的还是太阳光中的紫外线。地球表面太阳光中的紫外线波长在 300nm ~ 400nm,这段波长的紫外线能量在 296.8J/mol ~ 401.3J/mol (71kcal/mol ~ 96kcal/mol),紫外线携带的这个能量正是很多高分子材料的键能(高分子材料结合的键能大多数在 60kcal/mol ~ 100kcal/mol 的范围内),当太阳光中的紫外线照射到高分子材料上时,就回引起光化学反应,使高分子材料老化。紫外线的光化学反应首先发生在材料的表面,随着时间的延长逐渐向内发展,最后导致全部老化变质。

不同结构的高分子材料对不同的紫外线吸收程度不同,也就是让它有选择性的吸收。表 7-3 是一些高分子材料的最灵敏吸收波长。

从表 7-3 上看出这些高分子材料的最灵敏吸收波长大多位于 300nm ~ 400nm 的紫外线区域,因此这些高分子材料有强烈的吸收紫外线的能量,使其破坏本身的结构键能,造成材料老化。当然这个过程还伴随有热、水、氧气等其他老化条件。

表 7-3 某些高分子材料的最灵敏吸收波长

高分子材料	吸收波长/nm	高分子材料	吸收波长/nm
聚碳酸酯	285 ~ 305, 330 ~ 360	吸收波长/nm	290 ~ 315
聚乙烯	300	氯乙烯—醋酸乙烯共聚物	327 和 364
聚氯乙烯	320	聚酯	325
聚苯乙烯	319	聚甲酯	300 ~ 320

7.1.2.3 我国典型地区的太阳及紫外线辐射能量

我国气象部门在全国近 80 个气象站点进行了太阳辐射能量测量,但对太阳紫外线测量进行较少,不能提供全国范围内受地理、气象条件影响而各地区不同的紫外线辐射能量,仅收集到一部分数据(广州合成材料研究所测量的广州地区紫外线辐射量,中国科学院北京地理研究所测量的湖南桃源、山东禹城、东北海伦、新疆阜康紫外线数据),上述地区具有一定的代表性:桃源代表中亚热带湿热地区,禹城代表华北平原暖温带半湿润地区,海伦代表北温带湿润地区,阜康代表温带干旱地区,广州代表沿海亚热带湿润地区。各地区太阳及紫外线辐射年总量见表 7-4。

表 7-4 各地区太阳及紫外线辐射年总量

(单位: MJ/m²)

地 名	广州	桃源	禹城	阜康	海伦
纬度	23°11′	28°50′	36°57′	44°20′	47°52′
太阳辐射	4381.03	4265.17	4818.15	5318.43	3046.86
紫外线辐射	271.76	163.6	236.61	287.99	163.84
紫外线辐射/太阳辐射	0.062	0.038	0.048	0.054	0.054

对表 7-4 中几个地区太阳及紫外线辐射数据进行分析可知:

(1) 太阳及紫外线辐射能量的纬度影响不明显,而和当地的气候条件、海拔高度等综合因素有关。

(2) 太阳光谱的日变化和季节变化 地球表面太阳辐射光谱的一般特征随地区变化虽然不大,但光谱中的紫外线端点($\lambda < 0.313\mu\text{m}$)却与高度、纬度、一天中的时间、季节的变化和地区气象条件有很大的关系。由于辐射的波长越短,促进光氧化的效能就更高。紫外线夏季辐射量要比冬季大得多,其随季节的变化如图 7-3 和图 7-4 所示。

综上所述,紫外线辐射日变化,尤其是晴日变化十分典型、规则,即中午值大、早晚值小,且上下午基本对称,日变化曲线振幅较大,远大于日平均值;紫外

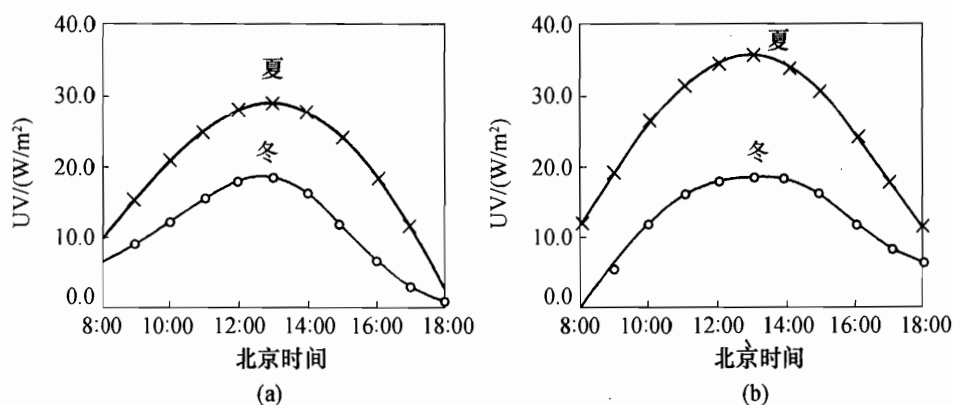


图 7-3 夏冬季紫外线辐射的日变化曲线

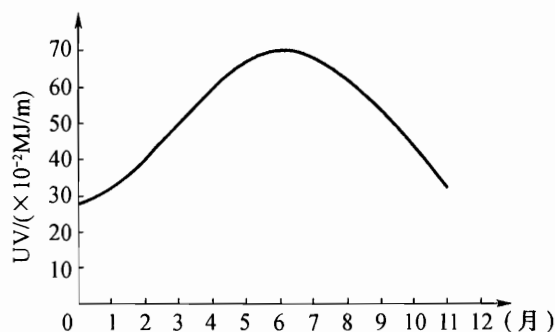


图 7-4 紫外线总辐射随季节变化曲线

线辐射的年变化规律与日变化类似。由此可见,紫外线辐射的日变化和年变化规律具有明显的外源强迫特征,而地球的自转和公转形成的天文变化正是强迫源,由于紫外线辐射与总辐射受同一强迫源的影响,因而二者变化规律基本一致,并保持着相对稳定的关系,即在总辐射中紫外线辐射占有一相对稳定的比例,这一比例在所观测的地区约为 4% ~ 5%。因此,上述结果为气候学估算紫外线总辐射提供了方便条件,即可以不管观测站的地理位置和海拔高度,也不管是什么季节和气候状况,均可近似地采用 $Q_{UV} = 0.053Q$ 计算紫外线总辐射通量,其中 Q_{UV} 为紫外线总辐射通量值, Q 为太阳总辐射通量值。图 7-5 是中国地区紫外线总辐射的分布。从图中可见,西安和南京年紫外线总辐射均在 $30 \times 10^3 J/cm^3$ 范围内。

7.1.2.4 温度

暴露在日光辐射下的材料温度对辐射作用有显著影响。尽管并非每种材料都是如此(或在测量物理或外观变化时观察不到),但二次反应速度增加的结果,是导致日光的破坏作用在温度升高下被加速,每升高 $10^\circ C$,反应速度就会翻

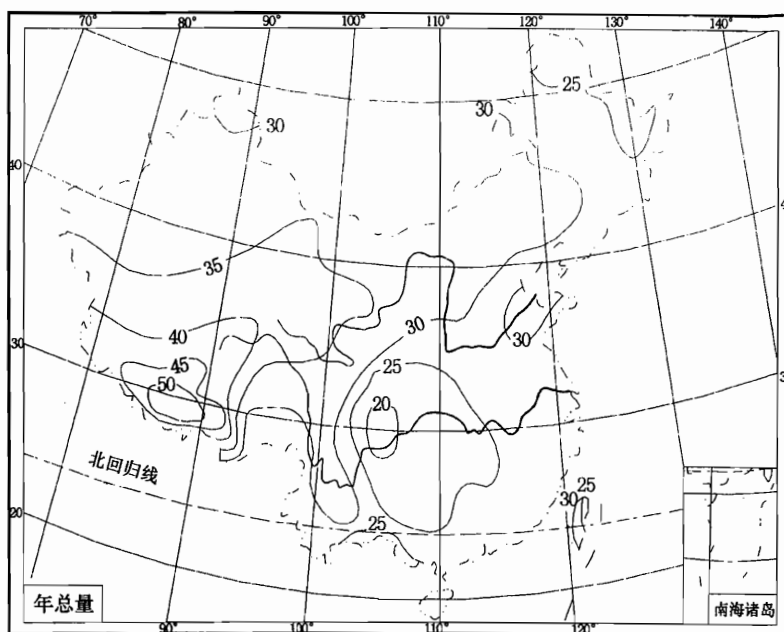


图 7-5 中国地区年紫外线总辐射的分布(单位: $10^3 \text{ J/cm}^2 \cdot \text{年}$)

倍。在较高温度下,分子的活性较大。在高温下发生的反应,在较低温度时速度很慢,或根本不发生。

在日光照射下,物体表面温度一般比周围空气温度高得多。日光的吸收率与颜色的关系密切,从白色材料的 20% 到黑色材料的 90% ;因此不同颜色的材料会达到不同的曝露温度。由于塑料基片的导热性和热容量一般较低,因此油漆或涂层表面可以达到比材料本身高得多的温度。因此,曝露材料的表面温度很大程度上受材料颜色的红外辐射吸收量的影响,而环境空气温度及其变化在材料降解过程中起着一定作用。

昼夜和季节温度变化是自然气候老化中不可或缺的因素。温度周期可以导致机械应力,特别是对于由不同温度膨胀系数材料组成的合成系统。温度及其冷热周期与水的各种形式密切相关。降温引起水分在材料表面凝聚为露珠,升温产生蒸发,突然降雨导致热应力。最后,热量和所吸收日光辐射量的共同作用造成聚合物的组成元素(如增塑剂)从系统中挥发出去。以仪表板系统的曝露为例。覆盖在仪表板表面的乙烯树脂面膜必须含有使聚合物柔软的增塑剂,以使其弯曲,并适应仪表板的板形。曝露的结果,会使该添加剂从聚合物中渗透出去,并沉积在曝露箱的盖板玻璃上。随着时间的推移,这一挥发过程会导致乙烯树脂面膜变脆。极端的冷热循环会导致材料的物理性降

解,比如断裂。

7.1.2.5 水(湿度)

水分能以不同程度地形式沉淀或融入曝露的油漆或涂层中。随着环境温度的变化,水分以不同的形式存在,如湿、露、雨、雪、霜或雹等。水分还能够对材料产生物理或化学作用。

合成材料及涂层受潮的过程是一个受扩散作用控制的吸收水分的过程。这一水合过程会导致表面体积膨胀,从而在内部较干的层面上产生机械应力。随后的干燥过程开始逐渐脱水,使材料表面产生体积收缩,而内部较湿的层面会抵抗收缩,从而使材料表面出现应力裂纹。水合和脱水状态的交替出现会使材料产生应力碎裂。由于其内部扩散率的原故,有机材料可能需要几周甚至几个月时间才能达到水分平衡状态。

另外一种物理作用是结冰—解冻过程。因为水在结冰时膨胀,所以材料中,特别是受潮后镀膜硬质板系统中的水分会产生膨胀和应力,从而导致涂膜的撕开、断裂或剥落。降雨会周期性地冲洗材料表面的尘埃和污秽,同时由于降雨频率的不同,也可能产生长期的老化作用。当雨水冲击曝露表面时,蒸发作用使试样表面迅速降温,这会导致材料的进一步物理降解。冰雨或冰雹在降落时携带强大动能,也会导致涂层或油漆的物理降解。

从各种角度来看,以 H^+ 和 OH^- 形式存在的湿度在气候老化试验过程非常重要。在二氧化钛加色涂层和聚合物的粉化过程中就可以观察到湿度的化学作用。尽管无论有无氢或氢离子的化学参与,聚合物表面都会发生光化反应,但通过化学反应吸入的水分的循环作用会加强(甚至导致)表面材料的实际物理释放过程。湿度有时也会作为 pH 调节剂,特别是在考虑酸雨作用时,酸雨对多种油漆和涂层有侵腐作用。

在探讨光照、湿度和温度如何对曝露试样产生作用时,必须明白一个重要的事实,那就是材料降解是这些因素共同作用的结果。例如,只在某一种因素中曝露的材料,其降解结果很难与在户外条件下、由三种因素共同作用的曝露材料的降解结果看上去有任何相似之处。

7.1.3 加速老化试验

在大自然条件下的高分子材料老化周期长,这对研究老化规律是很不利的,为了尽快得出老化的结果,因此出现了加速老化试验,所谓加速老化试验就是在环境设备内模拟大自然条件或某些特定的环境条件并强化某些因素(如紫外线能量等),以期在较短的时间内获得理想的试验结果,这类方法都是人为的加速

材料老化,所以又叫做人工模拟加速试验。

7.1.3.1 人工加速老化模拟设备

人工气候箱是典型的加速老化试验装置,其种类很多,一般多依据所用紫外线光源来区分,大致可以分为下面几种类型:紫外碳弧灯型、氙灯型、紫外荧光型气候箱。

(1) 氙灯

氙灯发出的光谱波长范围从 270nm 以下的短波紫外区,经可见区直达红外区。作为加速试验,氙灯辐射要经过滤,以减少紫外短波辐射,并尽可能除去红外辐射,使氙灯光能谱分布与太阳光谱能分布相接近。

(2) 荧光紫外灯

用荧光灯作为加速老化试验光源,具有以下优点:价廉而快速;可被选择来产生相应于太阳光紫外区的光谱输出;在使用和操作时光谱分布的变化很小,很容易保持实质上恒定的辐照度;它们产生的红外辐射小,通常没有试样过热的问题;它们提供可放置大面积试样的曝露装置;当曝露的是制品而不是试样时,可将灯安排在制品的周围。荧光紫外灯是借助于某种荧光物质把来自一种低压汞弧的 254nm 辐射转化为较长波长紫外光的一种灯。一般荧光紫外灯分为三种类型:UV - A 型,光谱分布 315nm 至 400nm 波长之间的辐射;UV - B 型,280nm ~ 315nm 波长之间的辐射;UV - C 型,短于 280nm 波长的辐射;一般使用的 UV - A 型和 UV - B 型灯为 40W。

(3) 开放式碳弧灯

开放式碳弧灯产生的光与自然阳光有较大的不同,因而它的应用正在减少,但已发现,对于某些特殊用途,它们是有用的,在一些国家中仍有相当多的应用。开放式碳弧灯发出的弧光是由碳棒电极在自由空气中放电形成的,电极是表面镀铜的有芯型碳棒。

加速老化试验装置一般是由试验箱、辐射测量仪、指示或记录装置组成。

(1) 试验箱。虽然在实际操作中采用不同类型的试验箱,但每种试验箱都包括以下的规定:

- ① 光源。曝露试验的辐射能量源。
- ② 试样架。用来安装试样和安装规定的传感装置。
- ③ 润湿装置。给试样曝露面提供均匀的喷水或凝露。
- ④ 温度传感器。用于测量和控制试验箱内空气的温度。

(2) 辐射测试仪。试验装置可任选测量试样表面辐照度和辐照量的方法,辐射仪是用一个光电传感器来测量辐照量。

(3) 指示或记录装置。为了满足试验要求,试验箱需有指示或记录以下操

作要素的装置:

- ① 电源电压、灯电压、灯电流。
- ② 试验箱内空气温度、相对湿度、凝露周期。
- ③ 辐照度和辐照量。
- ④ 曝露时间(辐照时间或总曝露时间)。

7.1.3.2 加速老化试验曝露条件

影响有机玻璃老化性能的主要环境因素包括:紫外线辐射、温度和湿度;在进行加速老化试验时,应尽可能模拟上述环境因素,并且为了在尽可能短的时间内获得理想的试验结果,应对主要环境因素进行强化。

加速老化试验时,试样表面温度是一个重要的曝露参数,一般,温度高会使高分子材料降解过程加快,允许的试验温度应根据受试材料和老化性能评价指标而定。荧光紫外灯发出的红外线比氙灯和碳弧灯少,试样表面的加热作用基本上是由热空气对流形成的,因此试样表面和曝露室空气之间的温差是很小的。一般进行加速老化试验时,选择以下两种曝露方式。

曝露方式1:试样经一段光曝露期后,继之为无辐照期(其时温度发生变化和在试样上形成凝露)的循环试验。

曝露方式2:试样连续进行辐照曝露且有定时喷水的循环试验。

进行试验时,应根据具体情况选择曝露方式以及环境因素具体条件。

7.1.3.3 加速老化试验方法

美国 ASTM G53 非金属材料曝露用的光和水曝露仪(荧光紫外灯——冷凝型)操作实施方法标准,是一个被广泛使用的荧光紫外灯光源曝露试验的标准。就是用人工的方法,模拟雨水或露水以及阳光中的紫外线能量所引起的破坏。它不能用来模拟像大气污染、生物破坏和咸水作用等区域性天气现象所引起的破坏。该标准中规定:

(1) 试验箱由耐腐蚀材料构成。内装荧光紫外灯,一个加热水槽、试验样品架以及供控制和指示操作时间和温度的设备。

(2) 荧光紫外灯长 1220mm,额定值 40W,是发射峰在 313nm 的 UV - B 型灯(除非另有规定)。灯分两排安装,每排灯中心距离试验件表面 90mm。

(3) 可以采用多种多样的试验条件。

(4) 灯运行一段时间后,应根据辐射量的变化情况,及时更换灯管,以保证试验条件的统一。

(5) 可在达到某一商定的试验时间后结束试验,也可在试验样品或某一标准样品的性能发生商定的变化后结束试验。

7.1.4 结构透明件(有机玻璃)抗老化品质评定

评定结构透明件(有机玻璃)抗老化性能的指标,从理论上讲,凡是在曝露过程中发生变化并可以测量的性能,都可以作为结构透明件(有机玻璃)抗老化性能的评价指标。也就是说在评价结构透明件的抗老化性能时,有各种各样的性能指标可供采用。

目前对于航空结构透明件而言,其抗老化评定品质指标主要有:

(1) 外观的变化。变色发黄、发雾、出现银纹、表面龟裂和脆化。

(2) 力学性能的变化。拉伸强度、裂纹扩展速率、疲劳强度等。

外观的变化影响结构透明件的透光率,妨碍飞行员的视线,影响飞行安全;力学性能的变化,影响结构透明件的使用寿命以及飞行员和飞机的飞行安全。因此对于上述两种抗老化评定品质,在进行预先试验研究时,必须给予足够的重视。

7.2 典型透明件(有机玻璃)材料的 加速老化试验与分析

7.2.1 加速老化试验环境谱的编制原则

同 5.1.2.1。

7.2.2 加速老化试验环境谱

根据 7.1.3.2 节给出的曝露方式,结合飞机使用特点以及典型环境区域气候特点,给出一种加速老化试验谱(图 7-6),在这个加速老化试验谱中,包含了对有机玻璃老化影响的主要因素:紫外线、温度、湿度,试验条件尽可能地模拟典型环境地区的天气状况,日照最长时间为紫外线照射时间,地面最高温度为试验环境最高温度,饱和湿度为雾化湿度(模拟夜间冷凝曝露,所谓冷凝曝露,就是试样表面经规定的辐照时间后转入模拟夜间的无辐照状态,此时试样表面仍受曝露室内热空气和水蒸气的饱和混合物加热作用,而试样背面继续受到周围空间的空气冷却,形成试样表面凝露的曝露状态),这样加速老化试验谱为:工作温度 $50 \pm 3^{\circ}\text{C}$, 14h 紫外线照射, 1h 自然冷却, 9h 常温雾化循环, 24h 为一循环。

7.2.3 加速老化试验技术的要求

(1) 加速试验环境谱必须依靠加速老化试验技术予以实现。是否能准

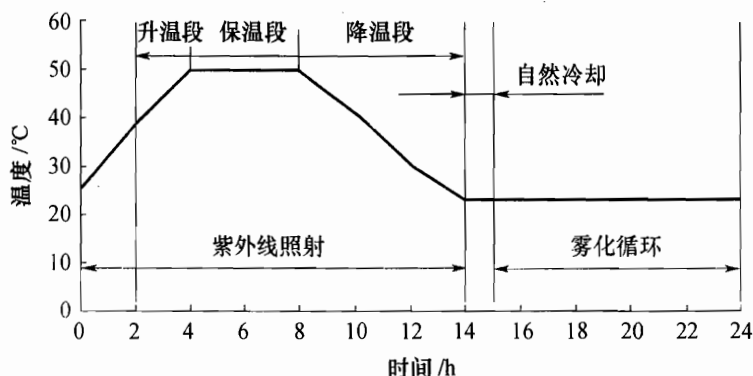


图 7-6 加速老化试验谱

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地面停放环境相同的老化效果有着重要的影响。

(2) 加速老化试验技术主要包括试验设备的选择和设计,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老化试验技术。

7.2.4 加速老化试验技术

7.2.4.1 试验设备与装置

人工气候箱的种类一般多依据所用的紫外线光源来区分,大致可分为下面的四种类型:紫外碳弧型气候箱、氙灯型气候箱、紫外荧光型气候箱和紫外金属卤化物灯型气候箱,依据 7.1.3.1 节所描述的气候箱种类,选用荧光紫外型气候试验箱。人工气候箱的关键部件是紫外线光源,人工气候试验实质上是一种以紫外线光源为决定因素的老化试验。紫外光源的选择原则:就是选择波长 $290\text{nm} \sim 365\text{nm}$ 的光谱,其能量分布接近太阳的光谱,而且紫外光源的辐射能量要大,以增大加速倍率缩短试验时间;有机玻璃敏感波长为 $290\text{nm} \sim 315\text{nm}$ 的紫外线,它强烈吸收这个范围内的紫外线能量,破坏本身结构键能造成老化,模拟太阳光中能使有机玻璃最大活化的敏感光谱一般在 $290\text{nm} \sim 365\text{nm}$ 波长范围内。

荧光紫外型是一种理想的加速老化试验光源,荧光紫外灯光谱的峰值为 $3130\text{\AA}$ ($1\text{\AA} = 1 \times 10^{-3}\text{m}$),因此,它对透明聚合物的作用比碳弧灯或氙灯大,其长波紫外线辐射强度不足,可用附加黑光灯的方法弥补。黑光灯的发射光谱峰值为 $3520\text{\AA}$ 和 $3650\text{\AA}$,这样,黑光灯与荧光灯组合使用所产生的光谱与太阳光谱比

较接近。对于敏感波长不在长波范围的透明聚合物,使用荧光灯老化与大气自然老化具有良好的对应关系,组合辐射强度如图 7-7 所示。

7.2.4.2 加速老化试验实施技术

进行各类加速老化试验时,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技术要求。

1) 试验件非考核部位的保护

目的:试验件非考核部位的老化可能导致异常的试验结果,因此在加速老化试验前,需要对试验件非考核部位进行有效的保护。

保护材料:采用专用的隔光防潮纸或试验件保护膜进行保护。

试验件的保护过程或方法:试验前,在通风环境下将保护膜轻轻粘贴在试验件非考核部位,避免遗漏。试验件保护完毕后,在干燥器皿中保存以备后续试验。

2) 试验实施步骤

(1) 将试验样品放置于气候箱支架上固定,样品表面距离灯光中心距离为 90mm,装上反射板,关上气候箱。

(2) 打开紫外线灯,照射 2h 后,打开加热装置,缓慢升温至 $(50 \pm 3)^{\circ}\text{C}$,保持 4h 后关闭加热装置,自然降温。

(3) 紫外灯照射 14h 后关闭,将样品取出气候箱,在空气中降温 1h,然后进行冷凝曝露。

(4) 试验过程中,注意样品始终保持规定的一面对光源。

按照上述步骤循环进行试验,完成预定的试验周期。

3) 试验老化情况的检查与记录

(1) 老化试验过程中记录试验件表面的变色、透光以及银纹出现的时间,同时记录试验参数:辐照强度、温度以及湿度等。

(2) 疲劳试验过程中记录银纹出现的循环数、裂纹萌生位置,试验结束后观察试验件断口。

4) 试验过程中的注意事项

(1) 试验前认真检查记录试验件表面初始状态,剔除明显带加工缺陷或运

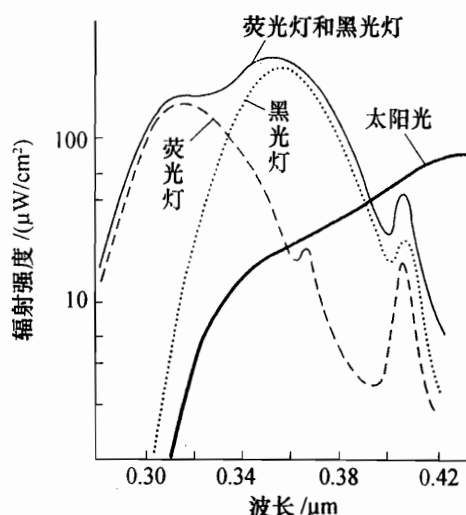


图 7-7 荧光灯和黑光灯组合光谱与太阳光谱比较

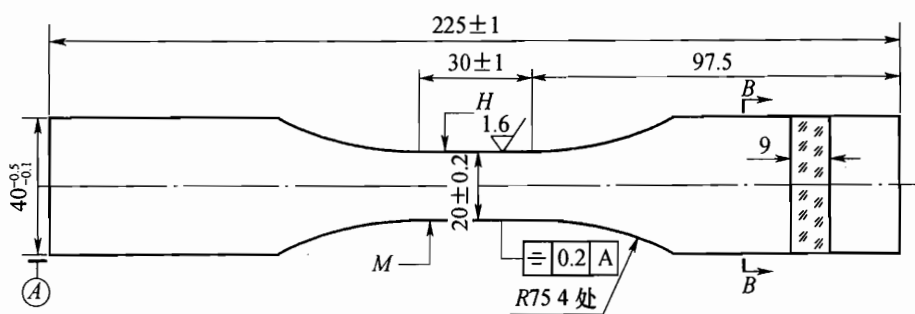
(2) 试验过程中由于环境的不均匀性,每次试验件应随机放置;试验过程中认真观察记录试验件表面变化情况,并定期更换灯管,保证环境参数的稳定性。

(3) 试验结束后,对试验件破坏部位,如疲劳断裂部位,采用合适的材料进行断口封装,然后在干燥器皿中保存。

按照 7.1.4 节抗老化品质评定指标,在进行透明件老化性能研究中,主要进行力学性能测试。

有机玻璃疲劳性能测试按照 HB 5365—86《航空有机玻璃拉伸疲劳试验方法》进行。在此标准中,规定了有机玻璃疲劳试验条件,具体为:

有机玻璃拉伸疲劳试验件见图 7-8。



圆弧 $R75$ 与 30mm 段光滑连接

图 7-8 有机玻璃拉伸疲劳光滑试样图

(1) 按照试验要求计算载荷, 并且调整试验机载荷范围、波形及频率。

(2) 装夹试样时必须使试样与试验机中心对准,且勿产生扭斜;加载时,应均匀、较快地加到所需载荷。

(3) 检查载荷与波形,并记录试样出现银纹的时间和循环次数。

(4) 记录试样断裂时的应力循环次数;若试样断在夹头内或从断口上可明显判别为缺陷的影响,则该数据作废。

2) 试验结果的处理

疲劳试验结果一般以 $S-N$ 曲线表示,即给定应力 S 与循环次数 N 之间的关系,常用的方法是以 S 为纵坐标, $\lg N$ 为横坐标,绘制 $S-N$ 曲线图。

3) 平均值的计算

$$\bar{X} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n X_i \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (7-1)$$

式中: $\bar{X}$ 为子样平均值; n 为子样大小; X_i 为观测量。

4) 标准差的计算

$$S_x = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2}{n-1}} \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (7-2)$$

式中: S_x 为子样标准差。

并且根据试验要求对试验数据可疑值进行取舍。

7.2.5.2 有机玻璃疲劳裂纹扩展性能测试

有机玻璃疲劳裂纹扩展性能试验的试验件如图 7-9 所示。试验步骤为:

(1) 测量检查试验件原始几何尺寸并记录。

(2) 装夹试验件,使试验件的中心线与试验机的中心线一致;按载荷比计算试验的最大载荷和最小载荷。

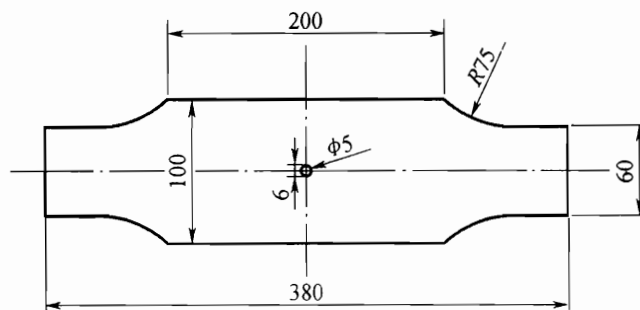


图 7-9 有机玻璃疲劳裂纹扩展试样图

(3) 预制疲劳裂纹。为了减少预制疲劳裂纹所用的时间,可以采用比试验载荷高的载荷预制疲劳裂纹,预制疲劳裂纹长度应在 2mm ~ 4mm 之间,并且孔两侧预制裂纹长度应相近。

(4) 疲劳裂纹扩展试验。在一定的循环数后测量裂纹长度并记录,测量裂纹长度的时间应均匀,并且测量裂纹长度不少于 10 次。

试验测量结果的计算:

(1) 绘制 $a-N$ 曲线,用试验中得到的裂纹长度 a 及对应的循环数 N 作图。

(2) 疲劳裂纹扩展速率的确定,采用对 $a-N$ 曲线求导的方法确定 da/dN 。

(3) 应力强度因子范围 ΔK 的计算,计算时按照下列公式计算:

$$\Delta K = \frac{\Delta P}{B} \sqrt{\frac{\pi \alpha}{2W} \sec \frac{\pi \alpha}{2}} \quad (7-3)$$

式中: $\Delta P = P_{\max} - P_{\min} (R \geq 0)$; $\Delta P = P_{\max} (R < 0)$; $\alpha = 2a/W$ 。

对于 $2a/W \leq 0.95$, 表达式有效。

(4) 绘制 $da/dN-\Delta K$ 曲线,绘制时,以 da/dN 为纵坐标, ΔK 为横坐标作图。

(5) 各种高分子材料疲劳裂纹的扩展速率与它所受的应力强度因子范围之间的关系不尽相同,对于有机玻璃之类的非晶态塑料,一般都用 Paris 公式表示,即:

$$da/dN = C(\Delta K)^m \quad (7-4)$$

式中: C 和 m 是材料常数。

7.2.5.3 有机玻璃断裂韧性性能测试

有机玻璃断裂韧性性能测试按照 HB5268—83《航空有机玻璃断裂韧性测试标准》进行。有机玻璃断裂韧性测试试验件几何尺寸如图 7-10 所示。其试验步骤为:

(1) 测量检查试验件原始几何尺寸并记录。

(2) 装夹试验件,使试验件的中心线与试验机的中心线一致;按载荷比计算试验的最大载荷和最小载荷。

(3) 预制疲劳裂纹。采用正弦波或其他波形循环加载引发疲劳裂纹,将载荷为了减少预制疲劳裂纹所用的时间,可以采用比试验载荷高的载荷预制疲劳裂纹,预制疲劳裂纹长度应在 2mm~4mm 之间,并且孔两侧预制裂纹长度应相近。根据裂纹扩展情况,使最后一级的最大载荷不大于 $0.7K_{IC}$ 的相应载荷值,在这一级载荷下引发的裂纹长度应不小于裂纹总长度的 3%。

(4) 静拉伸试验。用胶将特制的钢卡块粘在玻璃试样的孔边,并在试样两端标记中心线及其夹持线。然后将试件装在试验机夹头上,保证试样纵向中心线与试验机加力轴线重合。最后装上位移计,调整好仪器放大倍数使 $P-V$ 曲线尽可能在 $40^\circ \sim 60^\circ$ 之间。试验时,载荷和位移计先调零。然后试验机夹头以

0.6mm/min(23℃和-55℃)和1.2mm/min(80℃)的速度在位移控下将试件拉断。记录仪器自动画出 $P-V$ 曲线,并记录下载荷的最大值 $P_{\max}$ 。

试验测量结果的计算:

根据 HB5268—83《航空有机玻璃断裂韧性测试标准》来确定临界裂纹、临界载荷和计算 K_{IC} 。由于断口裂纹非常清晰,所以可以直接测量。由于断口绝大部分是角裂纹扩展后静拉断的断口,计算临界裂纹长度可以用 $2a_c = 2\left(\frac{2}{3}a_{\max} + \frac{1}{3}a_{\min}\right)$,如图7-11所示。

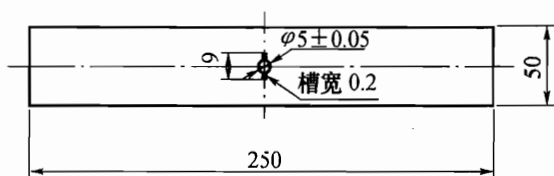


图 7-10 有机玻璃断裂韧性测试试验件图

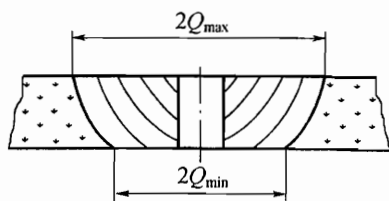


图 7-11 断口上裂纹扩展形态

K_q 按中心穿透裂纹 K_q 的计算公式计算,公式为:

$$K_q = \frac{P_c \sqrt{a_c}}{BW} \left[1.77 + 0.227 \left(\frac{2a_c}{W} \right) - 0.510 \left(\frac{2a_c}{W} \right)^2 + 2.700 \left(\frac{2a_c}{W} \right)^3 \right] \quad (7-5)$$

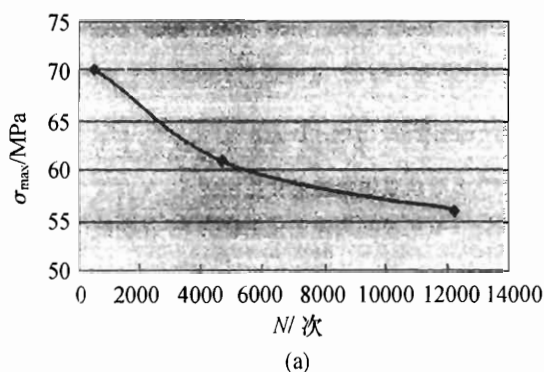
试验结果有效性检验:

计算 $2.5(K_q/\sigma_{0.2})^2$,如果 $B, 2a, (W-2a) \geq 2.5(K_q/\sigma_{0.2})^2$,则 $K_{IC} = K_q$ 。

7.2.6 航空有机玻璃力学性能测试结果

7.2.6.1 有机玻璃疲劳性能测试结果

(1) 有机玻璃老化后疲劳性能 $S-N$ 曲线如图7-12~图7-14所示。



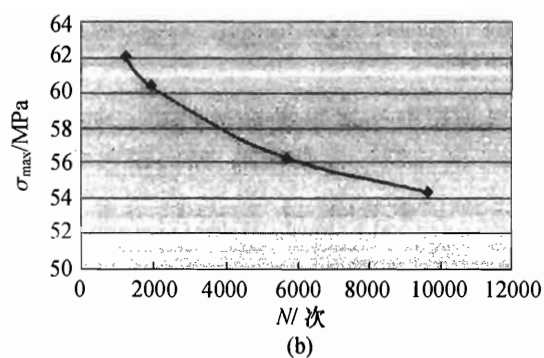


图 7-12 DYE-S 有机玻璃自然曝露后疲劳 $S-N$ 曲线
(a) DYE-S 有机玻璃自然曝露后疲劳 $S-N$ 曲线(广州 1 年);
(b) DYE-S 有机玻璃自然曝露后疲劳 $S-N$ 曲线(广州 3 年)。

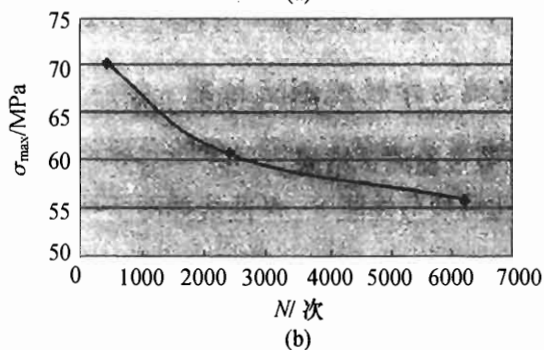
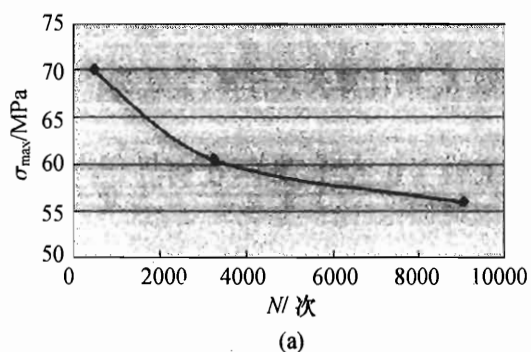
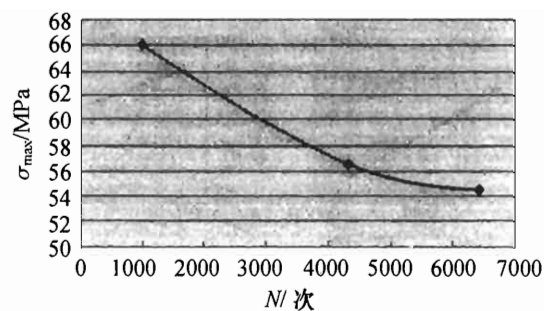
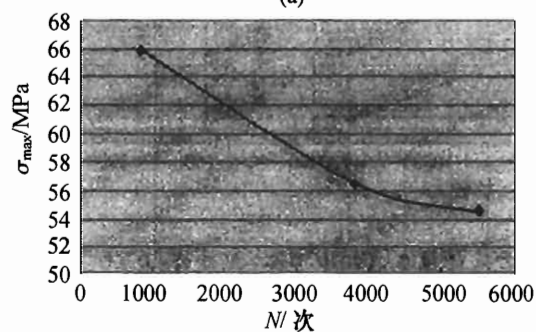


图 7-13 DYE-S 有机玻璃加速老化后疲劳 $S-N$ 曲线
(a) DYE-S 有机玻璃加速老化后疲劳 $S-N$ 曲线(14 周期);
(b) DYE-S 有机玻璃加速老化后疲劳 $S-N$ 曲线(28 周期)。

(2) 温度条件下有机玻璃疲劳性能 $S-N$ 曲线如图 7-15 ~ 图 7-16 所示。



(a)



(b)

图 7-14 DYE-S 有机玻璃加速老化后疲劳 S—N 曲线

(a) DYE-S 有机玻璃加速老化后疲劳 S—N 曲线(42 周期);

(b) DYE-S 有机玻璃加速老化后疲劳 S—N 曲线(56 周期)。

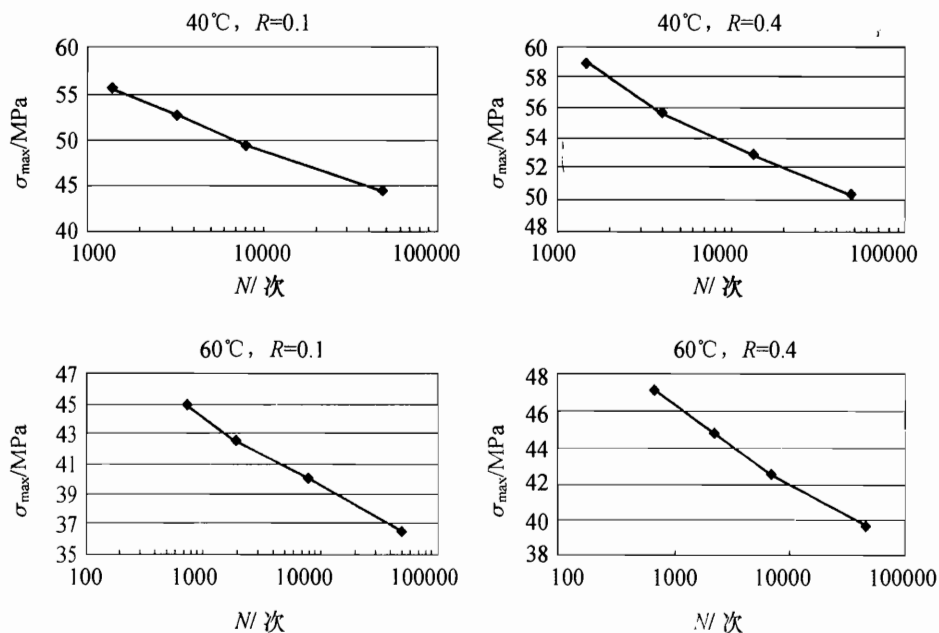


图 7-15 MDYB-11 有机玻璃高温下疲劳 S—N 曲线($R=0.1, 0.4, T=40^{\circ}\text{C}, 60^{\circ}\text{C}$)

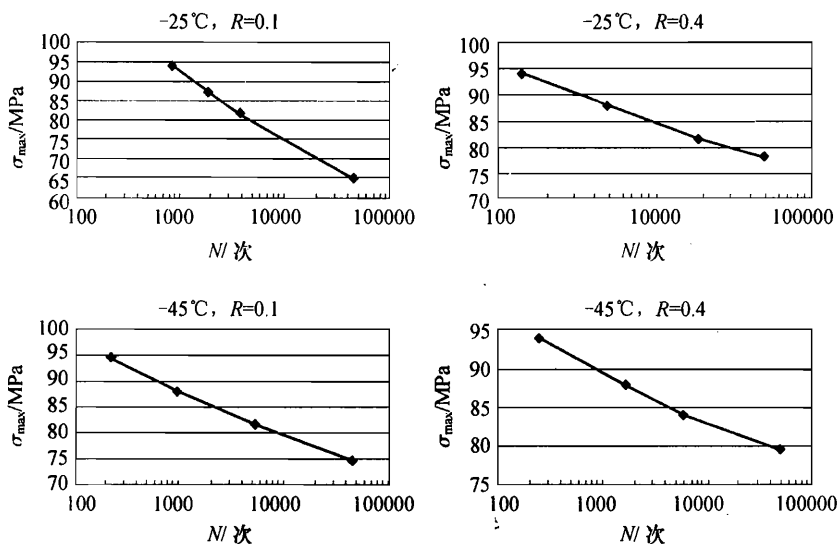


图 7-16 MDYB-11 有机玻璃负温环境下 $S-N$ 曲线 ($R=0.1, 0.4, T=-25^{\circ}\text{C}, -45^{\circ}\text{C}$)

7.2.6.2 有机玻璃裂纹扩展性能测试结果

(1) 有机玻璃老化后裂纹扩展性能曲线如图 7-17 ~ 图 7-22 所示。

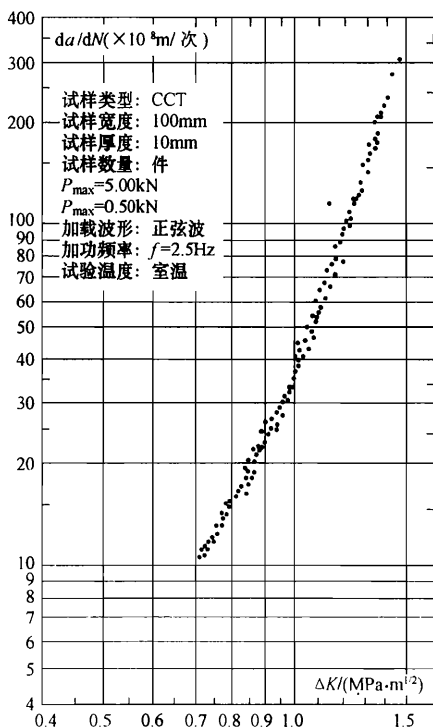


图 7-17 DYB-3 有机玻璃未老化的 $da/dN-\Delta K$ 曲线

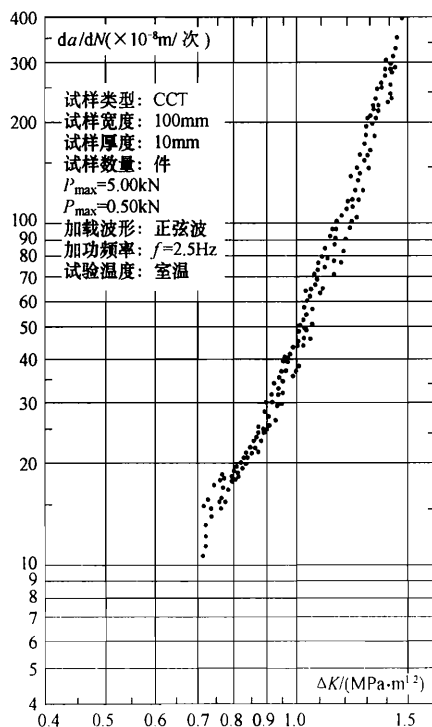


图 7-18 DYB-3 有机玻璃广州老化一年的 $da/dN-\Delta K$ 曲线

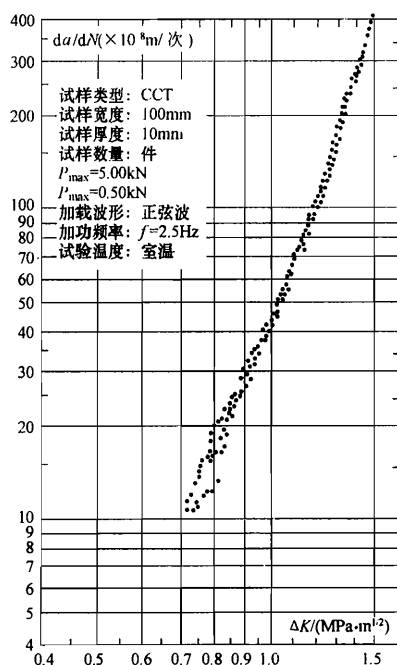


图7-19 DYB-3 有机玻璃加速老化
14 周期的 $da/dN-\Delta K$ 曲线

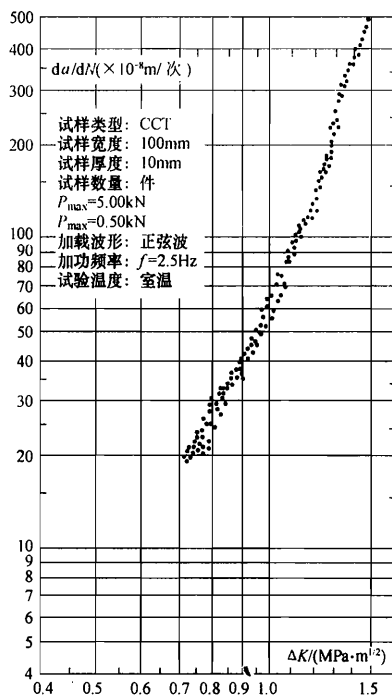


图7-20 DYB-3 有机玻璃广州老化
三年的 $da/dN-\Delta K$ 曲线

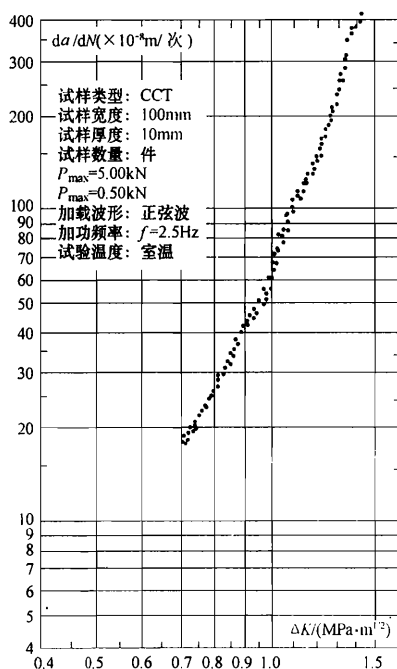


图7-21 DYB-3 有机玻璃加速老化
42 周期的 $da/dN-\Delta K$ 曲线

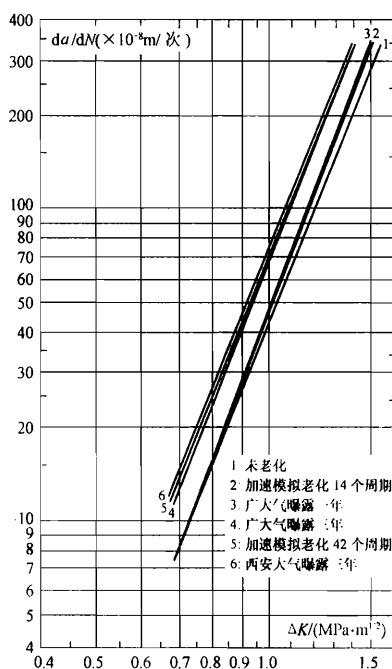


图7-22 几种老化条件下 DYB-3 有机
玻璃的 $da/dN-\Delta K$ 曲线对比

(2) 温度条件下有机玻璃裂纹扩展性能曲线如图 7-23 ~ 图 7-24 所示。

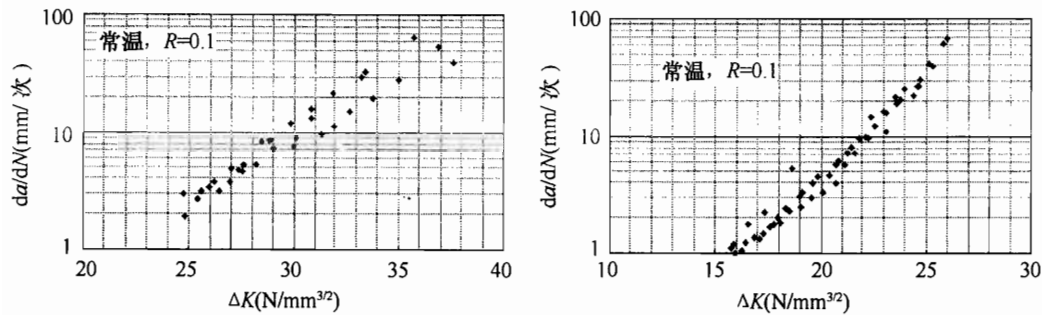


图 7-23 常温条件下 MDYB-11 有机玻璃裂纹扩展 $da/dN-\Delta K$ 曲线图

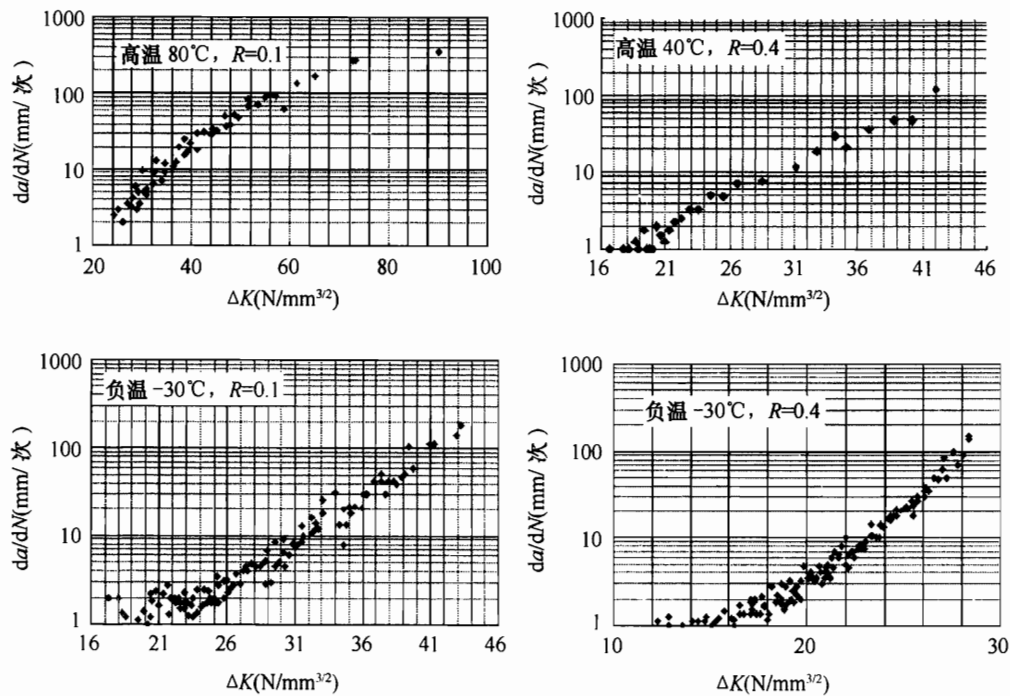


图 7-24 温度条件下 MDYB-11 有机玻璃裂纹扩展 $da/dN-\Delta K$ 曲线图

7.2.6.3 有机玻璃断裂韧性性能测试结果

温度条件下 MDYB-11 有机玻璃断裂韧性性能测试结果见表 7-5。

表 7-5 MDYB-11 有机玻璃平面应变断裂韧性试验结果

厚度 B/mm	宽度 W/mm	临界裂纹长 度 $2a_c/\text{mm}$	断裂载荷 $P_{\max}/\text{kN}$	临界载荷 P_c/kN	断 裂 韧 度			试验温度/ ℃
					$K_{\text{Iq}}/\text{MN}/\text{m}^{3/2}$	$\bar{K}_{\text{Iq}}/\text{MN}/\text{m}^{3/2}$	S	
8.48	50.00	20.50	4.512	4.286	2.009	2.908	0.573	23
8.93	50.05	14.40	9.526	9.050	3.192			
8.97	50.02	16.57	7.632	7.250	2.776			
8.93	50.03	17.45	8.012	7.611	3.028			
9.00	50.02	19.40	8.768	8.330	3.534			
9.00	50.02	14.27	9.180	8.721	3.038	3.255	0.149	80
8.97	50.02	16.27	9.168	8.710	3.298			
8.90	50.01	16.48	9.258	8.795	3.383			
9.01	50.02	14.72	9.420	8.949	3.171			
8.95	50.02	15.52	9.672	9.188	3.384			
9.00	50.02	18.10	4.970	4.821	1.948	1.931	0.087	-55
8.95	50.01	17.37	4.710	4.569	1.807			
9.00	50.02	20.63	4.902	4.750	2.051			
9.02	50.02	19.72	4.758	4.520	1.936			
8.83	50.00	21.13	4.372	4.153	1.912			

7.2.7 有机玻璃断口形貌特征和断裂机理

材料在外力作用下分裂为两部分(或几部分)的过程称为断裂。材料的断裂不论速度的快慢,都包括裂纹引发、裂纹扩展和断裂几个阶段,各阶段的微观机理及其在整个断裂过程中所占的比例,与材料种类、试样形式、加载方式、应力水平和环境条件等各种因素有关,因此断口形貌特征是断裂过程的记载,观察和研究断口形貌特征能为深刻理解材料的断裂机理,分析材料失效的原因提供丰富的信息。

7.2.7.1 断口形貌特征

定向有机玻璃由于其类似于层状结构的特点,各种断口在破断区域附近呈现出严重的分层现象,且断口形貌和分层的严重程度和其定向度有关。

1) 静态拉伸断口

定向有机玻璃光滑试样的静拉伸断口大多不是平整断口,而是呈不规则的斜面,严重分层,且断裂过程中往往有层状碎片掉落;定向有机玻璃缺口试样或预制裂纹试样的断口比较平整;定向有机玻璃光滑试样的弯曲断口和冲击断口

往往大面积分层,层间裂纹可发展到很长的距离,剪切断口比较粗糙,裂纹起始于剪切平面上受拉应力的一侧。

2) 疲劳断口

定向有机玻璃光滑试样的拉—拉疲劳断口大多数不是平整断口,它最突出的宏观特征是严重的分层和碎裂。缺口试样的断口较平整,形貌特征区显著。在低应力下,当试样无缺陷时,裂纹形成的初始阶段约占整个疲劳寿命的90%;若预先有裂纹或缺口,则耗费在裂纹初始阶段的寿命只占整个疲劳寿命的10%,而裂纹的扩展与断裂阶段则占90%,因此缺口应力集中对疲劳断裂性质的影响是十分明显的,但不论缺口试样或光滑试样,定向有机玻璃的拉—拉疲劳断口形貌基本上可分为以下3个区域。

(1) 断裂源区。光滑试样的断裂源一般出现在试样棱角处或试样厚度加工面上,面积小,有时呈点状;缺口试样的断裂源常出现在一侧缺口根部,偶尔也有在两侧缺口根部同时出现裂纹源,源区比较光滑,呈半圆形或弓形。

(2) 平坦区。在光滑试样上从宏观上看呈狭长的条形,长度方向与试样宽度方向一致,放大时可以看到类似于肋带区的条状形貌,应力水平提高时,平坦区缩小,缺口试样的平坦区一般较大。

(3) 粗糙区。该区最典型的形貌特征是分层和碎裂,呈叠层状花样,随裂纹的扩展,叠层密度由大到小,每一叠层呈“笋尖状”,尖端指向裂纹终端,叠层区终止时,出现断裂棱线和撕裂台阶,撕裂平台上有“彗星群”花样,“彗星群”头指向断裂源。

定向有机玻璃的光滑试样,在高应力水平下的拉—压疲劳断口上不易分辨裂纹源和裂纹扩展区的形貌特征,而往往呈很粗的贝纹线或台阶形断口,层与层之间有光滑的小平面或小台阶,但是在低应力水平下拉—压疲劳断口上可分辨形貌不同的3个区域,即疲劳源区、平坦区和粗糙区,同时也存在层间裂纹和碎裂;定向有机玻璃的缺口试样的拉—压疲劳断口比较平整,源区为比较规整的半圆形,疲劳源附近疲劳条带密集程度较高,随裂纹扩展条带间距扩大,当应力水平提高时,疲劳条带间距增大,裂纹扩展区可见类似于肋带的条状形貌和“彗星群”花样,瞬断区呈现层叠状(笋尖状)花样。

7.2.7.2 有机玻璃断裂机理

虽然在各种载荷作用下,有机玻璃断口的外形和细微形貌特征有许多差别,但总的来说,有机玻璃都以典型的脆性断裂形式破坏。

1) 主裂纹起源机理

一般认为有机玻璃受应力作用时,材料结构中最薄弱的部分首先破坏,形成微观裂隙,当应力增加或循环应力次数增加时,裂隙尖端产生局部塑性变形而形

成银纹,当应力超过银纹中微纤强度或微纤在多次循环应力作用下疲劳时,银纹便发展为裂纹。而且裂纹大多出现在棱角处。

2) 镜面区的形成机理

在静拉伸应力作用下,镜面区是主裂纹通过单个银纹(即裂纹尖端只有单个银纹区)持续缓慢扩展的结果,因而表面十分平整光滑。随着裂纹的扩展、作用应力的提高,当裂纹尖端有足够大的能量而激发起多个银纹区,致使裂纹通过银纹来扩展时,镜面区终止。

同样,在疲劳试验中,当裂纹通过其前缘的单个银纹区扩展时,形成镜面区。不过疲劳裂纹的扩展不是持续发展而是周期性发展的。

3) 粗糙区的形成机理

无论是静载拉伸还是拉伸疲劳试验,当裂纹扩展进入快速阶段时,断口上便先后出现“抛物线”、“礼花状”和“彗星状”等特征形貌。“抛物线”是次级裂纹扩展过程中其锋面与主裂纹锋面相交遗留下来的痕迹,“抛物线”的焦点是次级裂纹源,“抛物线”的形状取决于主裂纹扩展速度与次裂纹扩展速度之比,当主裂纹与次裂纹不在同一平面上发展时,则形成台阶线。次级裂纹在不同平面上扩展时,由于微平面偏斜角度不同,而形成了形状各异的“礼花状”花样。当次级裂纹源为裂缝时,形成“彗星状”花样。

7.2.8 延长座舱盖有机玻璃使用寿命的主要可能途径

当前影响座舱盖有机玻璃安全使用的主要原因是后端固定连接处玻璃裂纹故障及由此问题引起的空中爆破。

(1) 改进设计。结构设计的优劣,对座舱盖有机玻璃的使用期有重要影响,良好的设计应是各部分受力均匀,无明显的应力集中,工艺上容易保证质量,使用维护方便。连接上对于非定向有机玻璃应采用全软式固定连接,对于定向有机玻璃采用硬固定连接,解决有机玻璃受力不均匀的问题。

(2) 改进工艺。由裂纹形成原因分析可知,成型、加工、装配等工艺因素与座舱玻璃的使用寿命有密切关系,因此改进座舱盖玻璃的制作工艺是解决座舱玻璃裂纹问题的一个重要方面。

(3) 选用合适的材料。材料是一个基础,材料不好,即使在设计上、工艺上下了很大工夫,效果也不明显。良好的材料,再加上良好的设计、工艺就可能满足座舱盖有机玻璃与飞机同寿命使用。

(4) 局部加强。在容易产生裂纹的部位粘贴玻璃纤维或涤纶纤维增强塑料,使贴上去的材料承担一部分载荷,以降低座舱盖玻璃的应力水平,推迟裂纹产生。

(5) 摸索裂纹故障的发展规律,以保证在安全范围内使用。在彻底解决座舱盖有机玻璃裂纹等故障以前,如何保证飞行安全成一个大问题,座舱盖有机玻璃有了缺陷或故障,可能危机飞行安全,但不等于故障一出现就要引起座舱盖有机玻璃爆破。例如,有的飞机座舱盖有机玻璃发现有裂纹,且裂纹长度长达5mm~10mm甚至10mm以上,在检查前均正常飞行,无一发生空中爆破。这说明座舱盖有机玻璃产生了裂纹以后,尚有一定的安全使用期限。

综上所述,座舱盖有机玻璃裂纹产生的原因是多方面的,与设计、工艺、材料等有密切的关系,任何一方面考虑不周,都可能对座舱盖的寿命产生致命的影响。由于测量座舱盖有机玻璃残余应力和应力集中的方法不够成熟,无法在装配的座舱盖有机玻璃上检测改进工艺后的效果,所以目前一般把改进工艺、选材作为主要手段,延长座舱盖有机玻璃的使用寿命。

参 考 文 献

- [1] 周大纲,谢鸽成. 塑料老化与防老化技术[M]. 北京:中国轻工业出版社,1998.
- [2] 胡桂珍,陈群志. 座舱盖环境实验研究[R]. 中国飞机强度研究所,1995.
- [3] 蒋军亮. 有机玻璃老化谱编制[R]. 中国飞机强度研究所,2003.
- [4] 蒋军亮. 涂膜有机玻璃人工加速老化试验研究[R]. 中国飞机强度研究所,1998.
- [5] 许风和,邸祥发,等. 航空非金属件失效分析[M]. 北京:科学出版社,1993.
- [6] 蒋军亮. 结构透明件抗老化控制与评定技术研究[R]. 中国飞机强度研究所,2004.
- [7] 蒋军亮. MDYB-11 有机玻璃裂纹扩展试验研究[R]. 中国飞机强度研究所,2003.
- [8] 蒋军亮. MDYB-11 有机玻璃高低温条件下疲劳性能测试研究[R]. 中国飞机强度研究所,2003.
- [9] 蒋军亮. MDYB-11 有机玻璃断裂韧性测试试验研究[R]. 中国飞机强度研究所,2003.
- [10] 刘文斑,李玉海. 飞机结构日历寿命体系评定技术[M]. 北京:航空工业出版社,2004.

第8章 环境腐蚀对钛合金典型结构件 (焊接件和异金属连接件)的影响研究

8.1 研究目的

(1) 腐蚀和疲劳是影响飞机结构安全性和经济性的首要因素。大量调查研究表明,在使用环境/载荷作用下,飞机结构的主要失效模式为预腐蚀疲劳、腐蚀疲劳和应力腐蚀开裂,由于飞机结构长期处于停放状态,地面(舰上)停放预腐蚀是导致飞机结构使用寿命下降的主要原因,从而为保证飞机结构的安全性,必须研究预腐蚀对飞机结构的影响。

(2) 考虑预腐蚀对飞机上常用的钢、铝结构的影响,国内外已经进行了大量的理论与试验研究;而为了降低先进战斗机的结构重量、提高飞机性能,比强度与比刚度高的钛合金材料在先进战斗机结构中日益得到广泛应用。三代机的钛合金用量已达结构重量的20%,而国外四代机F22的钛合金用量已高达46%以上。我国先进飞机结构也已大量采用钛合金制造。

钛合金焊接结构和钛合金异金属连接结构是现代飞机结构上普遍存在的结构形式。虽然钛合金是一种耐腐蚀的结构材料,常温下常规的腐蚀环境对钛合金材料的腐蚀影响非常小。但是,对不同焊接工艺的钛合金焊接件而言,由于焊接部位材料性能发生了改变,焊接部位是钛合金焊接件的关键部位,因此,研究腐蚀对钛合金焊接件的影响,对于评定钛合金焊接结构的使用寿命有着重要意义,也为选择钛合金焊接工艺提供重要依据。钛合金异金属连接件主要包括钛—铝、钛—钢连接。由于钛合金和铝合金、钢合金间存在电位差,连接件往往存在间隙,容易积存腐蚀介质,钛合金异金属连接件在使用环境中腐蚀介质的影响下,不可避免地会产生电化学反应,产生腐蚀损伤,严重的腐蚀损伤会影响连接件功能,降低连接件的疲劳寿命,从而必须研究环境腐蚀对钛合金异金属连接件的影响。而为了达到军用飞机结构在腐蚀环境下长寿命、高可靠性要求,往往要对钛合金异金属连接件进行防腐设计,防腐措施是否有效也需要检验,它对设计中采用防腐措施的合理性及其改进有重要意义。

(3) 本章的研究目的。

① 选取BT20钛合金材料,以氩弧焊和电子束焊接试件为对象,进行一般环

境下和预腐蚀后的疲劳试验,通过腐蚀损伤和疲劳寿命的统计对比研究预腐蚀对钛合金焊接件的影响,为腐蚀条件下新型战斗机结构的寿命评定如防腐设计提供一定的基础。

② 选取 TA15 钛合金材料,进行钛—铝、钛—钢未防腐设计和防腐设计连接件的腐蚀试验和一般环境及预腐蚀后的疲劳试验,通过腐蚀损伤和疲劳寿命的对比,研究预腐蚀对钛合金异金属连接件的影响,以及钛合金异金属连接件防腐措施的有效性。

8.2 技术途径

8.2.1 对钛合金焊接件

进行钛合金焊接试件的加速腐蚀试验与腐蚀后的疲劳试验,通过腐蚀损伤程度对比分析和寿命对比分析予以实现,具体包括以下内容。

(1) 试验。

① 试件。结合我国先进战斗机结构常用的 BT20 钛合金材料,取两种典型焊接工艺(氩弧焊和电子束)加工成横焊缝试件,试件表面采用喷砂处理。

② 加速腐蚀试验。针对外场最为普遍的预腐蚀现象,选取合理的加速试验环境谱和加速腐蚀时间,进行加速腐蚀试验,试验过程中记录试件的腐蚀损伤情况。

③ 疲劳试验。进行预腐蚀后试件在等幅谱下的疲劳试验,获取寿命数据。

(2) 腐蚀程度对比分析。进行不同预腐蚀时间后的试件腐蚀损伤情况的对比分析,分析预腐蚀对腐蚀损伤的影响。

(3) 疲劳寿命对比分析。进行预腐蚀不同时间后的试件寿命的统计对比,研究预腐蚀对寿命的影响。

8.2.2 对钛合金异金属连接件

主要通过模拟试件的加速腐蚀试验与预腐蚀后的疲劳试验,以试验结果为依据,通过腐蚀损伤程度对比分析和寿命对比分析予以实现,具体包括以下内容。

(1) 试验。

① 试件。结合我国先进战斗机结构采用的金属材料,取 TA15 钛合金、LY12 铝合金、30CrMnSiA 钢板材,加工成钛—铝连接和钛—钢螺栓连接件,每种试件又分为防腐设计和未防腐设计两种。

② 加速腐蚀试验。针对外场最为普遍的预腐蚀现象,选取合理的加速试验环境谱和加速腐蚀时间,进行几组加速腐蚀试验,试验中记录试件的腐蚀损伤情况。

③ 疲劳试验。取预腐蚀后的试件,进行等幅谱下的疲劳试验,试验后进行断口判读,获取试件裂纹萌生寿命和总寿命数据。

(2) 腐蚀程度对比分析。对同一种试件不同预腐蚀时间后的腐蚀损伤,以及同类试件中未防腐和防腐试件在相同预腐蚀时间后的腐蚀损伤进行对比,研究环境腐蚀对钛合金连接件腐蚀损伤的影响和防腐措施的有效性。

(3) 疲劳寿命对比分析。包括同一种试件不同预腐蚀时间后的寿命对比,以及同类试件中未防腐和防腐试件在相同预腐蚀时间后的寿命对比,研究腐蚀对钛合金连接件寿命的影响。

8.3 环境腐蚀对钛合金焊接件的影响研究

8.3.1 试验概述

8.3.1.1 试验方法

1) 加速腐蚀试验

(1) 加速试验环境谱的选取和预腐蚀时间的确定。参考第5章,针对飞机结构疲劳关键件,采用5.2.1.3节的周期浸润加速环境谱。由于缺乏钛合金焊接材料的相关数据,无法准确给出当量加速关系,从而参考飞机结构常用的钢、铝材料的当量加速关系暂定预腐蚀时间。钢、铝材料的当量加速关系一般小于12h/年,而现代飞机使用年限要求一般在30年左右,从而为充分的考虑预腐蚀时间的影响,本章取最长预腐蚀试验时间为30天,并认为预腐蚀30天对应外场使用30年以上。

(2) 加速腐蚀试验安排。为充分研究预腐蚀对钛合金焊接件寿命的影响,应在0~30天内合理的安排时间间隔,进行多组不同预腐蚀时间的加速腐蚀试验。但是,由于钛合金焊接件加工费用昂贵,而疲劳寿命随预腐蚀时间的延长一般呈下降趋势,本章拟先进行30天的预腐蚀试验,若试件有明显腐蚀现象,寿命有明显变化,再进行适当的补充试验。若试件无腐蚀现象,寿命变化不明显,则不进行补充试验。

2) 预腐蚀后的疲劳试验

为了充分的说明预腐蚀影响,应该在预腐蚀不同时间后进行各种谱型和若干应力水平下的试验,同样限于财力、物力方面的限制,本章仅进行一种谱型和

应力水平下的试验,参考我国某型飞机定寿时的载荷谱,本试验取为等幅谱,应力水平为 $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min}) = (613.2, 51.8) \text{ MPa}$ 。由于电子束焊接件寿命很长,对其进行截尾寿命试验,截尾寿命取为 10^6 次。

8.3.1.2 试件

取 BT20 板材,按如下加工过程:下料→线切割成形→酸洗→焊接→焊缝区磨削、侧边磨削及棱角打磨→热处理(真空炉 $650^{\circ}\text{C} \sim 680^{\circ}\text{C}$ 保温 1.5h)→喷砂处理加工焊接件。

焊缝形状为横焊缝,并对试件表面进行喷砂处理,试件形状、尺寸见图 8-1。

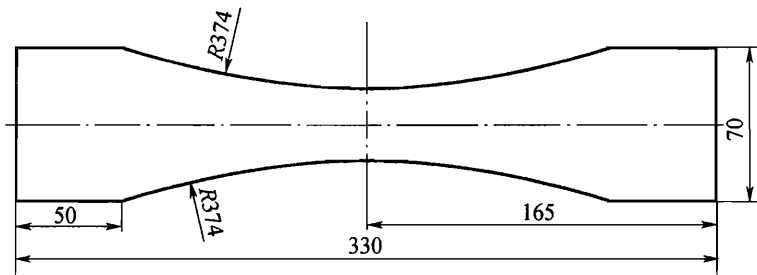


图 8-1 钛合金焊接件

8.3.1.3 试验内容

试验内容包括:

(1) 氩弧焊喷砂试件在周期浸润加速试验环境谱下预腐蚀 0 天和 30 天的试验,以及随后的等幅谱下的疲劳试验。

(2) 电子束焊喷砂试件在周期浸润加速试验环境谱下预腐蚀 0 天和 30 天的试验,以及随后的等幅谱下的疲劳试验。

试验内容及安排见表 8-1。

表 8-1 试验内容

试件形式	等幅疲劳试件数	
	预腐蚀 0 天	预腐蚀 30 天
BT20 钛合金氩弧焊喷砂试件	5	6
BT20 钛合金电子束焊喷砂试件	8	5

8.3.1.4 加速试验环境谱

采用周期浸润环境谱,其具体构成见 5.2.1.3 节。

8.3.1.5 疲劳载荷谱

疲劳试验采用等幅交变载荷进行,载荷计算公式如下:

$$P = \sigma \cdot F \quad (8-1)$$

式中: σ 为等幅应力水平, $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min}) = (613.2, 51.8)$ MPa; F 为试件焊接部位横截面积, 由于破坏部位在焊缝附近, 为了消除焊缝厚度差异导致疲劳寿命的差异, 试验前分别测量每个试件焊缝两侧最小截面处尺寸, 计算对应的载荷水平。

8.3.1.6 试验装置和试验条件

1) 加速腐蚀试验装置和条件

加速腐蚀试验在 ZJF-75G 周期浸润腐蚀试验箱中进行, 该试验箱通过中国航天科技集团公司第一计量测试研究所检测, 湿度范围为 $(95 \pm 5)\%$, 温度控制精度为 $\pm 2^\circ\text{C}$, 湿度控制精度为 $\pm 3\%$ 。试验箱如图 8-2 所示。



图 8-2 ZJF-75G 周期浸润试验箱

试验过程中, 试件水平放置在由惰性材料制成的试件搁架上, 直接接受红外灯照射; 为避免环境箱工作室环境不均匀对试件的影响, 每 12h 随机交换试件位置一次, 每 48h 更换溶液一次。

2) 疲劳试验装置和条件

疲劳试验在 MTS880-500kN 疲劳试验机上进行, 载荷谱的施加由 Test Star II s 控制系统实现。试验机经中国航空工业集团公司北京长城计量测试研究所定期检定, 静载误差小于 1%, 动载误差小于 2%。

疲劳试验在室温大气下进行, 采取轴向拉—拉方式, 正弦波, 频率 6Hz。试验装置如图 8-3 所示。

8.3.1.7 试验过程

(1) 在正式试验载荷谱下进行一般环境下的疲劳试验, 试验做至试件断裂或达到 10^6 次终止。

(2) 加速腐蚀试验前, 采用丙酮或无水乙醇清洗试件表面油污, 然后用去离子水进行清洗, 烘干。

(3) 进行 720h 的加速腐蚀试验, 试验过程中对试件腐蚀情况进行观察和记



图 8-3 MTS880-500kN 疲劳试验机

录;试验后马上用去离子水对试件进行清洗,烘干后进行试验载荷谱下的疲劳试验,试验做至试件断裂或达到 10^6 次终止。

8.3.2 试验结果

8.3.2.1 腐蚀试验结果

试验过程中未发现溶液 pH 值有变化,试件表面也无气泡、变色现象,腐蚀试验结束后对试件表面进行观察,未发现任何腐蚀现象。

8.3.2.2 氩弧焊试件试验结果

1) 未预腐蚀疲劳试验寿命

氩弧焊试件未预腐蚀疲劳试验寿命见表 8-2。试件图如图 8-4、图 8-6 所示。

表 8-2 氩弧焊试件未预
腐蚀疲劳试验数据

试件编号	寿命 N /次
01	55348
02	37492
03	97343
04	75352
05	28942

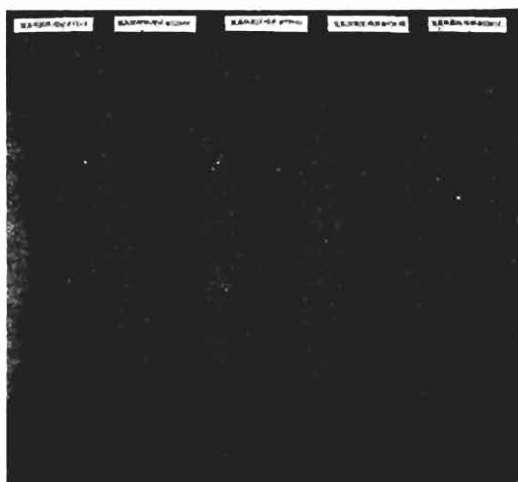


图 8-4 未预腐蚀氩弧焊试件



图 8-5 未预腐蚀氩弧焊断裂试件

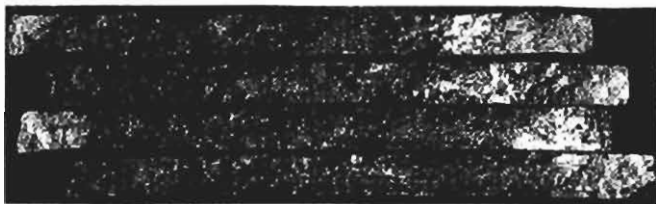


图 8-6 未预腐蚀氩弧焊试件断口

2) 预腐蚀疲劳试验寿命

氩弧焊试件预腐蚀疲劳试验寿命见表 8-3, 试件图如图 8-7 ~ 图 8-9 所示。



图 8-7 预腐蚀 30 天后氩弧焊试件

表 8-3 氩弧焊试件预腐蚀疲劳试验数据

编 号	寿命 N /次	编 号	寿命 N /次
C1	51815	C4	45593
C2	70128	C5	28745
C3	42808	C6	60568

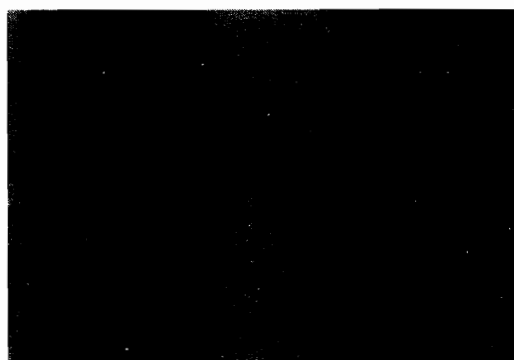


图 8-8 预腐蚀 30 天后的氩弧焊断裂试件



图 8-9 预腐蚀 30 天后的氩弧焊试件断口

8.3.2.3 电子束焊试件试验结果

1) 未预腐蚀疲劳试验寿命

未预腐蚀疲劳试验寿命见表 8-4, 试件图如图 8-10 ~ 图 8-12 所示。

表 8-4 电子束焊试件
未预腐蚀疲劳试验数据

试件编号	寿命 N /次
01	529969
02	979152
03	969363
04	566841
05	825103
06	> 1000000
07	> 1000000
08	> 1000000



图 8-10 未预腐蚀电子束焊试件



图 8-11 未预腐蚀电子束焊断裂试件



图 8-12 未预腐蚀电子束焊试件断口

2) 预腐蚀疲劳试验寿命

预腐蚀疲劳试验寿命见表 8-5。试件图如图 8-13 ~ 图 8-15 所示。



图 8-13 预腐蚀 30 天后的电子束焊试件

表 8-5 电子束焊试件预腐蚀
疲劳试验数据

编 号	寿命 N /次
C1	966576
C2	865130
C3	412448
C4	610466
C5	> 1000000



图 8-14 预腐蚀 30 天后的电子束焊断裂试件

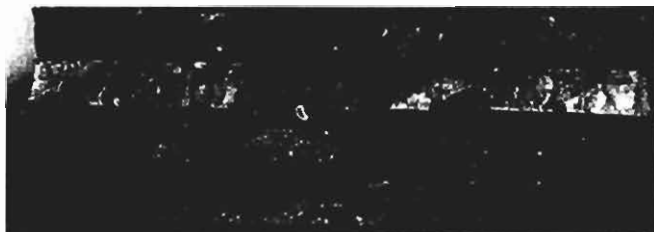


图 8-15 预腐蚀 30 天后的电子束焊试件断口

8.3.3 环境腐蚀对钛合金焊接件影响分析

8.3.3.1 环境腐蚀对钛合金焊接件腐蚀损伤分析

(1) 试验过程中定期观察,未发现钛合金氩弧焊和电子束焊接试件产生腐蚀损伤。

(2) 疲劳试验结束后,对破坏断口进行观察,未发现腐蚀损伤。

显然,对飞机结构常用的使用环境,周期浸润环境谱下加速腐蚀 30 天未产生明显的腐蚀损伤,表明钛合金焊接件具有比较好的抗腐蚀性能。

8.3.3.2 对疲劳寿命影响的分析

8.3.3.2.1 疲劳寿命分布参数估计方法

1) 疲劳寿命分布特性

对军用飞机结构而言,常假设疲劳寿命服从对数正态分布,并且疲劳寿命分布形式不受预腐蚀时间的影响,其概率密度函数如下:

$$f(N(T)) = \frac{\lg e}{\sqrt{2\pi}N(T)\sigma(T)} e^{-\frac{1}{2}\left[\frac{\lg N(T) - \mu(T)}{\sigma(T)}\right]^2} \quad (8-2)$$

式中: $N(T)$ 为预腐蚀 T 时间后的疲劳寿命; $\mu(T)$ 为对数疲劳寿命数学期望; $\sigma(T)$ 为预腐蚀 T 时间后的对数疲劳寿命标准差。

2) 完全寿命分布参数估计方法

若疲劳寿命均为完全寿命, 采用极大似然法估计分布参数, 对数中值寿命和对数标准差的估计值为:

$$\begin{aligned} \hat{\mu}(T) &= \frac{1}{n_T} \sum_{i=1}^{n_T} \lg N_i(T) \\ \hat{\sigma}(T) &= \sqrt{\frac{1}{n_T - 1} \sum_{i=1}^{n_T} (\lg N_i(T) - \hat{\mu}(T))^2} \end{aligned} \quad (8-3)$$

3) 截尾寿命分布参数估计

若疲劳寿命为截尾寿命数据, 本章采用如下两种方法进行估计:

- ① 假定截尾寿命为完全寿命, 则按完全寿命分布参数估计方法处理。
- ② 秩统计方法。将疲劳寿命对数值 $x_i = \lg N_i(T)$, 按从小到大的顺序排列为:

$$x_1 < x_2 < \cdots < x_i < \cdots < x_n$$

式中: i 是观测值由小到大按照顺序排列的“序数”; n 为成组试验试件总数。

则 x_i 对应的母体存活率 p 估计量或累积频率估计量为 $\hat{p}_i = 1 - \frac{i}{n+1}$ 。而

$$x_p = \mu + \sigma \cdot u_p \quad (8-4)$$

由 $\hat{p}_i$ 查标准正态表, 可以得到其对应的分位值 u_i , 从而构造数据对 (u_i, x_i) , 按最小二乘法进行参数估计。

8.3.3.2.2 氩弧焊试件疲劳寿命统计对比

表 8-6 氩弧焊试件疲劳
寿命相关参数

1) 疲劳寿命分布参数估计值

按完全寿命分布参数估计方法, 得到预腐蚀不同时间后的疲劳寿命分布参数估计值见表 8-6。

时间 T /天	$\hat{\mu}(T)$	$\hat{\sigma}(T)$
0	4.7288	0.2151
30	4.6819	0.1348

2) 统计对比分析

取显著度 $\alpha = 0.05$, 按 F 检验法进行方差齐性检验:

$$F = \left(\frac{0.2151}{0.1348} \right)^2 = 2.55 < F_{0.025}(5-1, 6-1) = 7.39$$

表明上述两组数据具有方差齐性,并有总体标准差 $s_w = 0.1751$ 。

取显著度 $\alpha = 0.05$,按 t 检验法进行疲劳寿命对比分析

$$t = \left| \frac{4.7288 - 4.6819}{0.1751 \sqrt{\frac{1}{5} + \frac{1}{6}}} \right| = 0.4423 < t_{0.025}(5-1+6-1) = 2.262$$

检验表明,预腐蚀 30 天后,钛合金氩弧焊接件的疲劳寿命无明显变化。

8.3.3.3 电子束焊试件疲劳寿命统计对比

1) 疲劳寿命分布参数估计

按秩统计方法得到电子束焊试件预腐蚀不同时间后的疲劳寿命分布参数估计值见表 8-7。

2) 统计对比分析

表 8-7 电子束焊试件疲劳
寿命相关参数

取显著度 $\alpha = 0.05$,按 F 检验法进行方差齐性检验:

$$F = \left(\frac{0.1631}{0.1149} \right)^2 = 2.01 <$$

$$F_{0.025}(5-1, 8-1) = 5.52$$

时间 T /天	$\hat{\mu}(T)$	$\hat{\sigma}(T)$
0	5.9819	0.2285
30	5.8972	0.2740

表明上述两组数据具有方差齐性,并有总体标准差 $s_w = 0.1345$ 。

取显著度 $\alpha = 0.05$,按 t 检验法进行疲劳寿命对比分析

$$t = \left| \frac{5.9215 - 5.8647}{0.1345 \sqrt{\frac{1}{8} + \frac{1}{5}}} \right| = 0.7407 < t_{0.025}(8-1+5-1) = 2.201$$

检验表明,预腐蚀 30 天后,钛合金电子束焊接件的疲劳寿命无明显变化。

若将不完全寿命作为完全寿命,同样可以得到上述结论。

8.3.4 结论

周期浸润加速试验环境谱下氩弧焊接件和电子束焊接件预腐蚀 30 天后的腐蚀损伤对比和等幅疲劳试验结果分析表明,在飞机结构常用的使用环境下,钛合金焊接件不会产生明显的腐蚀损伤,预腐蚀对钛合金焊接件结构疲劳寿命基本无影响。

8.4 环境腐蚀对钛合金异金属连接件腐蚀损伤及寿命影响及防腐措施有效性研究

8.4.1 试验概述

8.4.1.1 试件

试件设计详细内容见文献[6],包括钛—铝、钛—钢两类连接件,其中每类又分为未防腐和防腐两种,其中,未防腐件直接将含孔板件用钛合金螺栓装配为对称拉伸试件,而防腐件则对不同类型试件按如下工艺处理:

(1) 钛—铝连接件。TA15 钛合金板表面蓝色阳极化,LY12 铝合金板表面进行阳极化处理,涂 H06-2 底漆,螺栓孔湿装配。

(2) 钛—钢连接件。TA15 钛合金板表面蓝色阳极化,30CrMnSiA 钢板表面镀锌钝化后涂 H61-1 耐热漆,螺栓孔湿装配。

试件类型见表 8-8,试件图如图 8-16~图 8-19 所示。

表 8-8 试件类型

序号	试件类型		试件编号	简称
1	钛—铝连接件	未防腐	LS-200-0-*	钛—铝未防腐件
2		防腐	FLS-200-0-*	钛—铝防腐件
3	钛—钢连接件	未防腐	LS-300-0-*	钛—钢未防腐件
4		防腐	FLS-300-0-*	钛—钢防腐件

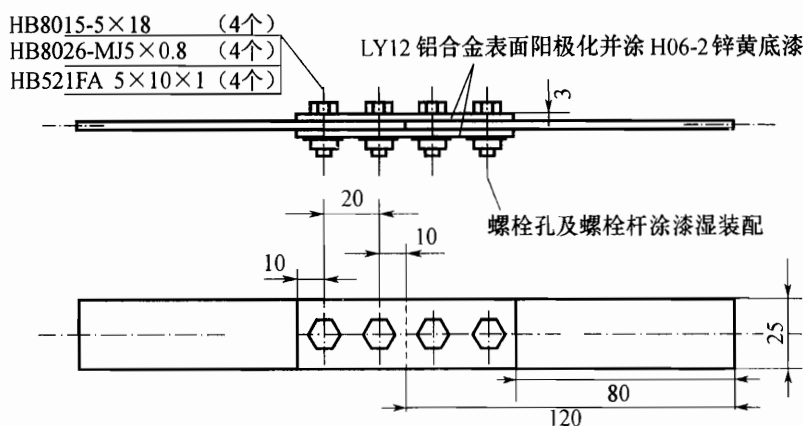


图 8-16 钛—铝未防腐件

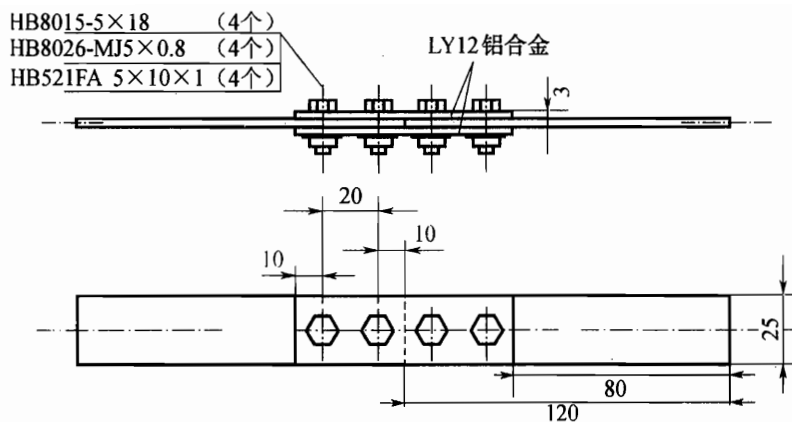


图 8-17 钛—铝防腐件

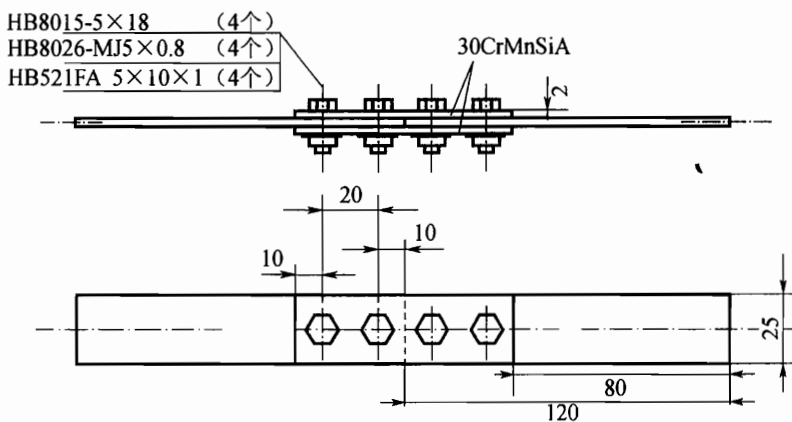


图 8-18 钛—钢未防腐件

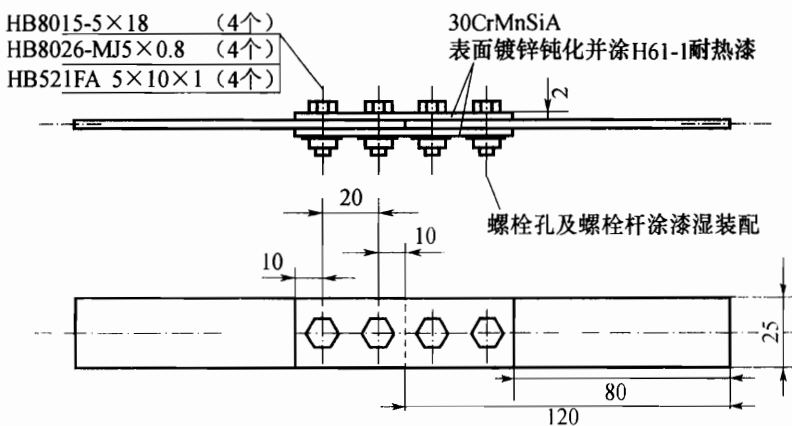


图 8-19 钛—钢防腐件

8.4.1.2 加速腐蚀试验

8.4.1.2.1 加速腐蚀试验内容、装置、方法和过程

1) 加速腐蚀试验内容

对上述两类 4 种试件,初步拟定的试验安排如下:

(1) 钛—铝连接件。

① 对钛—铝未防腐件,取预腐蚀时间 t_1 ,进行一组试件的腐蚀试验; t_1 应根据试验过程中的试件腐蚀情况进行调整;

② 对钛—铝防腐件,进行预腐蚀时间为 t_1 和 t_2 ($t_1 < t_2$) 的成组腐蚀试验。

(2) 钛—钢连接件。

① 对钛—钢未防腐件,取预腐蚀时间 t_3 ,进行一组试件的腐蚀试验; t_3 应根据试验过程中的试件腐蚀情况进行调整;

② 对钛—钢防腐件,进行预腐蚀时间为 t_3 和 t_4 ($t_3 < t_4$) 的成组腐蚀试验。

试验内容初步安排见表 8-9。

表 8-9 试验内容初步安排

试件		预腐蚀时间			
		t_1	t_2	t_3	t_4
钛—铝连接件	未防腐件	一组若干件			
	防腐件	一组若干件	一组若干件		
钛—钢连接件	未防腐件			一组若干件	一组若干件
	防腐件			一组若干件	一组若干件

2) 加速腐蚀试验方法

(1) 加速试验环境谱。取与 8.3.1.4 节相同的加速试验环境谱。

(2) 试验周期的选取。

① 对钛合金异金属连接件而言,该谱的当量加速关系不明确,从而无法准确给出对应外场服役若干年的加速时间,同样参考文献[5]中给出的常用的钢、铝材料的当量加速关系,取外场服役 20 年,从偏保守的角度出发,初步拟定加速腐蚀时间为 10 天左右。

② 试验周期应根据试验过程中试件的腐蚀损伤情况进行调整,试验过程中仔细观察、记录试件的腐蚀情况,一旦产生明显的腐蚀损伤,则停止预腐蚀试验;

③ t_2 、 t_4 应分别为 t_1 、 t_3 的 1.5 倍~2.0 倍,以达到约相当于外场服役 30 年~40 年的效果。

试验过程中定期观察试件的腐蚀情况,结果发现钛—铝试件在预腐蚀 48h 后产生了明显的腐蚀,并综合 8.4.1.3 节中预腐蚀疲劳试验结果将腐蚀时间调

整为: $t_1 = 48\text{h}$, $t_2 = 85\text{h}$; 而钛—钢试件在预腐蚀 24h 产生了明显的腐蚀损伤, 综合 8.4.1.3 节中预腐蚀试验结果, 将试验内容进行了相应的调整, 调整为: $t_3 = 24\text{h}$, $t_4 = 0$ 。

8.4.1.2.2 预腐蚀试验设备

预腐蚀试验在 ZJF - 75G 周期浸润环境箱中进行, 试验设备详见 8.3.1.6 节。

8.4.1.2.3 预腐蚀试验要求

(1) 定期测量溶液 pH 值, 适时补充酸液, 以防止溶液 pH 值的过大波动; 每 2 天更换溶液一次。

(2) 定期检查、记录试件的腐蚀情况。

(3) 试验结束后, 立即采用取离子水对试件进行清洗, 烘干后保存在干燥皿中。

8.4.1.2.4 试验结果

上述两类 4 种试件预腐蚀试验现象记录分别见表 8 - 10 和表 8 - 11, 试件如图 8 - 20 ~ 图 8 - 23 所示。

表 8 - 10 钛—铝试件腐蚀现象记录

腐蚀时间/h	未防腐件 LS - 200 - *	防腐件 FLS - 200 - *
0	$\text{pH}^- = 4.0$, 开始试验	
11	LS - 200 试件铝片表面可见气泡和蚀坑	FLS - 200 试件的垫片周围可见气泡, 未见蚀坑
16	LS - 200 试件铝片侧壁有气泡, 表面蚀坑增多, 装配缝隙有一定量白色物质	FLS - 200 试件无明显变化
16	加入稀 H_2SO_4 , 调 pH 值 (pH 值由约 4.5 调至约 4.0)	
19	LS - 200 试件铝片表面蚀坑增多, 有气泡	FLS - 200 试件的垫片周围有气泡
20		FLS - 200 试件铝片涂层起泡, 试件背面无明显变化
35	LS - 200 试件铝片表面蚀坑明显增多, 表面和侧面有腐蚀产物	FLS - 200 试件侧面有腐蚀产物
	$\text{pH} = 4.3$	
37	加入稀 H_2SO_4 , 调 pH 值 (pH 值由约 4.3 调至约 4.0)	
48	$\text{pH} = 4.1$, 更换溶液	
	取出试件详细观察: LS - 200 试件铝片表面可见腐蚀斑, 装配缝隙有腐蚀产物, 部分螺栓表面涂层脱落	FLS - 200, 试件铝片表面涂层起泡较多, 试件装配缝隙有腐蚀产物; 但相对于 LS - 200 试件明显少, 部分螺栓表面涂层脱落, 部分试件表面涂层有脱层现象

(续)

腐蚀时间/h	未防腐件 LS-200 - *	防腐件 FLS-200 - *
59	LS-200-07~09 试件铝片表面蚀坑连成一片, 腐蚀产物较多	FLS-200-10~13 试件铝片表面涂层均起泡, 15 试件未发现明显气泡
	pH = 4.1	
64		FLS-200 试件铝片表面涂层均起泡
69	加入稀 H_2SO_4 , 调 pH 值 (pH 值由约 4.5 调至约 4.0)	
73	LS-200 试件铝片表面可见严重的黑色腐蚀斑	FLS-200 试件铝片表面涂层起泡明显增多, 螺栓表面涂层大部分均已脱落
83	LS-200 试件铝片边缘成黑色	FLS-200 试件铝片表面涂层起泡明显增多
85	LS-200 试件铝片表面有明显的黑色腐蚀斑, 白色的腐蚀产物, 试件铝片边缘腐蚀严重, 装配缝隙间有白色腐蚀产物	FLS-200 试件装配缝隙间少量白色腐蚀产物, 试件铝片表面涂层起泡比较明显, 潮洗过程中涂层有轻微脱落

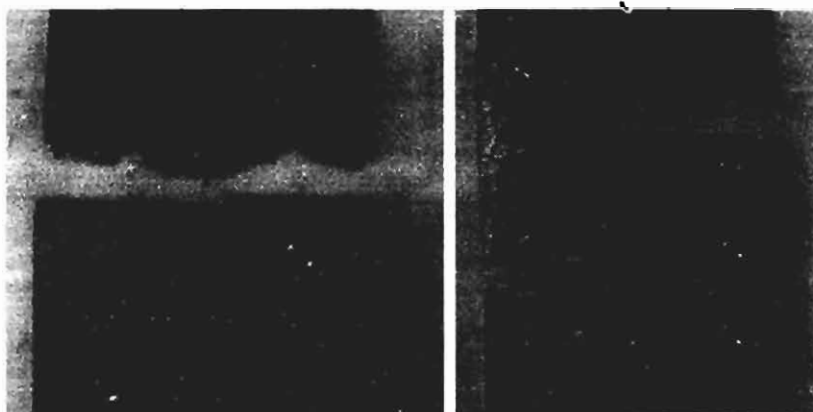


图 8-20 钛—铝未防腐件试验图



图 8-21 钛—铝防腐件试验图

表 8-11 钛—钢试件腐蚀现象记录

腐蚀时间/h	LS-300-04~06	FLS-300-05~07
0	pH ~ =4.0, 开始试验	
2h	LS-300 试件表面可见棕黑色腐蚀斑	FLS-300 试件表面有小气泡
12	LS-300 试件表面产生严重的锈斑, 缝隙间有较多腐蚀产物	气泡增多
18	LS-300 试件表面可见黑色斑点	FLS-300 试件表面有较严重的气泡
22	LS-300 试件表面有严重的腐蚀锈斑, 装配缝隙间有锈	FLS-300 试件表面有较多的气泡, 装配缝隙间有白色的物质
	注入稀 H_2SO_4 , 调 pH 值(pH 值由约 4.5 调至约 4.2)	
24	取出试件	
	LS-300 试件表面腐蚀锈斑比较严重, 布满棕红色锈斑, 表面涂层脱落	FLS 试件表面涂层部分脱落, 涮洗过程中表面涂层脱落严重



图 8-22 钛—钢未防腐件试验图



图 8-23 钛—钢防腐件试验图

8.4.1.3 预腐蚀后的疲劳试验

8.4.1.3.1 疲劳试验内容、方法与装置

1) 试验内容

需要进行未预腐蚀试件和 8.4.1.2 中预腐蚀不同时间后的试件在等幅谱下的疲劳试验,根据试验内容和试验过程中的现象,完成的试验内容见表 8-12。

表 8-12 试验内容

试 件		室温疲劳	预腐蚀时间		
			24h	48h	85h
钛—铝连接件	未防腐件	4		2	2
	防腐件	5		2	2
钛—钢连接件	未防腐件	2	2		
	防腐件	2	3		

2) 载荷谱

疲劳试验采用等幅谱,应力比为 $R=0.1$,对应的载荷按下式计算:

$$P = \sigma \cdot F \quad (8-4)$$

式中: σ 为交变应力(MPa),要求在该等幅谱下未预腐蚀试件的裂纹萌生寿命约为 5×10^4 次 $\sim 10^5$ 次, σ 通过摸索试验确定; F 为试件钛合金基体材料的有效净截面积(mm^2)。

在进行正式试验时,为了能够在断口上形成可供判读的疲劳条带,以确定裂纹萌生寿命,采用了标识谱,标识谱由二级块谱构成,通过试验摸索定为 3000:4000

(标识载荷($R = 0.75$)循环 3000 次,正式交变载荷循环 4000 次,反复交替进行),同时为了节省试验时间,采用正式试验应力水平预疲劳若干次后再施加标识载荷。

3) 疲劳试验设备

疲劳试验在 MTS880 – 500kN 疲劳试验机上进行,见 8.3.1.6 节。

4) 疲劳试验要求

- (1) 采用轴向加载方法,试件夹持端直接夹持在试验机的卡头上。
- (2) 疲劳试验波形采用正弦波,试验频率为 $f = 5 \sim 10\text{Hz}$ 。
- (3) 疲劳试验在室温大气环境下进行。
- (4) 试验做至试件断裂,试验结束后记录试件总寿命。
- (5) 试验结束后对试件断口进行分析和判读,将试件保存在干燥皿中。

8.4.1.3.2 预腐蚀疲劳试验结果

钛—铝未防腐连接件、钛—铝防腐连接件、钛—钢未防腐连接件、钛—钢防腐连接件疲劳试验结果分别见表 8 – 13 ~ 表 8 – 16。

由于连接件断口表面受污染,部分试件裂纹萌生寿命无法判读得到。

表 8 – 13 钛—铝未防腐连接件试验结果

试 件 号	预腐蚀 t/h	裂纹萌生寿命/次	总寿命/次
LS – 200 – 01	0		126119
LS – 200 – 02	0		122665
LS – 200 – 03	0	98106	122299
LS – 200 – 04	0		> 155523
LS – 200 – 05	48	49194	69330
LS – 200 – 06	48	46395	70504
LS – 200 – 07	85	37863	70656
LS – 200 – 08	85	39883	55119

表 8 – 14 钛—铝防腐连接件试验结果

试 件 号	预腐蚀 t/h	裂纹萌生寿命/次	总寿命/次
FLS – 200 – 01	0		55824
FLS – 200 – 02	0		91572
FLS – 200 – 03	0	53116	73897

(续)

试件号	预腐蚀 t/h	裂纹萌生寿命/次	总寿命/次
FLS-200-04	0	66929	90177
FLS-200-05	0	63586	89160
FLS-200-06	48	52451	71474
FLS-200-07	48	53684	70078
FLS-200-08	85	51115	70129
FLS-200-09	85	47685	64367

表 8-15 钛—钢未防腐连接件试验结果

试件号	预腐蚀 t/h	裂纹萌生寿命/次	总寿命/次
LS-300-01	0		123207
LS-300-02	0	70391	115157
LS-300-03	24	48000	107474
LS-300-04	24		159378

表 8-16 钛—钢防腐连接件试验结果

试件号	预腐蚀 t/h	裂纹萌生寿命/次	总寿命/次
FLS-300-01	0		106879
FLS-300-02	0	96000	126449
FLS-300-03	24	<40000	66929
FLS-300-04	24	66053	89821
FLS-300-05	24	<40000	72685

8.4.2 环境腐蚀对钛合金异金属连接件影响分析

8.4.2.1 环境腐蚀对钛—铝连接件影响分析

8.4.2.1.1 产生腐蚀损伤情况的分析

(1) 预腐蚀 48h 和 85h 后钛—铝连接件均产生了明显的腐蚀损伤,其中预腐蚀 48h 后,钛—铝未防腐连接件铝片表面已有蚀坑,钛—铝防腐件铝片表面起泡;预腐蚀 85h 后,钛—铝未防腐连接件铝片表面腐蚀坑的数量和面积明显增加,钛—铝防腐件铝片表面起泡数量明显增加,并都有螺栓表面涂层剥落现象。

(2) 随着腐蚀时间的增加,钛—铝连接件腐蚀程度明显加重。

(3) 试验结束后,对破坏部位孔边观察发现,孔边未发现明显的腐蚀损伤,

螺栓表面也未见明显变化。

8.4.2.1.2 对寿命影响的分析

1) 试验数据处理

(1) 疲劳寿命分布特性和参数估计。仍然假定疲劳寿命 N 服从对数正态分布,估计相关参数。由于裂纹萌生寿命数据不全,对总寿命分布参数进行统计处理,得到的相关参数见表 8-17。

表 8-17 总寿命分布参数估计值

试件类型	预腐蚀时间 t /天	试件数	对数中值寿命	中值寿命/次	对数寿命标准差
Ti-Al 未防腐件	0	4	5.11718	130972	0.050
	48	2	4.84457	69915	0.005
	85	2	4.79523	62407	0.076
Ti-Al 防腐件	0	5	4.8965	78795	0.092
	48	2	4.84986	70772	0.006
	85	2	4.82728	67186	0.026

(2) 试验结果的统计分析。

① 方差齐性检验。针对同一种试件,采用 F 检验对预腐蚀不同时间后的对数疲劳寿命标准差进行方差齐性检验。

a. Ti-Al 未防腐件寿命方差齐性检验。将预腐蚀不同时间后的方差两两配对,计算 F 值 $F = s_1^2/s_2^2$,见表 8-18。

表 8-18 Ti-Al 未防腐件寿命方差 F 值

预腐蚀时间 t /d	方差	方 差		
		0.050	0.005	0.076
0	0.050	1		
48	0.005	100	1	
85	0.076	2.31	231.4	1

取显著度水平 $\alpha = 0.05$,查 F 表,检验表明预腐蚀 0h 和 85h 的疲劳寿命具有方差齐性,且综合标准差为 $s_w = \sqrt{\frac{(n_1 - 1)s_1^2 + (n_2 - 1)s_2^2}{n_1 + n_2 - 1}} = 0.058$;预腐蚀 0h 和 48h,以及 48h 和 85h 的两组间对数寿命标准差不具有方差齐性。

b. Ti-Al 未防腐件寿命方差齐性检验。按与上述相同的方法进行处理, F 检验表明预腐蚀 0h 和 85h 的疲劳寿命具有方差齐性,且综合标准差为 $s_w =$

$$\sqrt{\frac{(n_1-1)s_1^2 + (n_2-1)s_2^2}{n_1+n_2-1}} = 0.083, \text{其他组间不具有方差齐性。}$$

② 寿命差异性检验。采用 t 检验法或 t' 检验法对同种试件预腐蚀不同时间后的寿命进行差异性检验。如果具有方差齐性,则计算 t 检验量: $t =$

$$\frac{\hat{\mu}_1 - \hat{\mu}_2}{s_w \sqrt{\frac{1}{n_1} + \frac{1}{n_2}}}。 \text{不具有方差齐性,则计算 } t' \text{ 检验量: } t' = \frac{\hat{\mu}_1 - \hat{\mu}_2}{\sqrt{\frac{s_1^2}{n_1} + \frac{s_2^2}{n_2}}}, t' \text{ 检验量的自由}$$

$$\text{度 } \nu = \frac{\left(\frac{s_1^2}{n_1} + \frac{s_2^2}{n_2}\right)^2}{\frac{1}{n_1-1} \left(\frac{s_1^2}{n_1}\right)^2 + \frac{1}{n_2-1} \left(\frac{s_2^2}{n_2}\right)^2}$$

a. Ti-Al 未防腐件寿命差异性检验。按上述方法对钛—铝未防腐件预腐蚀不同时间后的寿命是否有差异进行检验,得到的检验量见表 8-19。

取显著度水平 $\alpha=0.05$,查 t 分布表,检验表明,上述 3 组试件疲劳寿命彼此均存在明显差异。

b. 钛—铝未防腐件寿命差异性检验。按与上述相同的方法,对钛—铝防腐设计试件预腐蚀后的寿命进行检验,结果表明上述组试件疲劳寿命存在明显差异。

(3) 寿命下降比。取寿命下降比为

$$r(t) = 1 - N_{50}(t)/N_{50}(0) \quad (8-5)$$

式中: $N_{50}(t)$ 为预腐蚀 t 时间后的中值寿命, $N_{50}(0)$ 为未预腐蚀的中值寿命; $r(t)$ 表示随腐蚀时间 t 的增加,连接件疲劳寿命的下降程度。

由表 8-18 中数据处理得到上述两种试件的寿命下降比见表 8-20。

表 8-19 t 或 t' 检验量

试件数	对数寿命	对数寿命		
		5.11718	4.84457	4.79523
4	5.11718		21($\nu=3.11698$)	6.409
2	4.84457			10($\nu=1.45892$)
4	4.79523			

表 8-20 寿命下降比

试件类型	寿命下降比/%		
	0h	48h	85h
钛—铝未防腐件	0	46.6	52.4
钛—铝防腐件	0	10.2	14.7

2) 对寿命影响的分析

虽然本次试验有效数据较少,仍可得到如下趋势性结论:

(1) 由表 8-20 中的结果可见,对未防腐件,预腐蚀 48h 后的寿命下降了约 46%,而预腐蚀 85h 后试件寿命下降了约 52%;对防腐件,寿命分别下降了约

10% 和 15%,说明预腐蚀明显降低了钛—铝连接件的寿命。

(2) 寿命下降程度随腐蚀时间的增加而加重;但腐蚀时间对寿命的影响是非线性的,随着时间的增加,下降比变化趋缓。

(3) 预腐蚀相同时间后,未防腐件寿命下降程度明显高于防腐件。

8.4.2.2 对钛—钢连接件

8.4.2.2.1 产生腐蚀损伤情况的分析

(1) 预腐蚀 24h 后钛—钢连接件均产生了明显的腐蚀损伤,其中钛—钢未防腐件钢片表面有明显腐蚀斑和涂层脱落现象,钛—钢防腐件表面钢片有涂层脱落现象。

(2) 试验结束后,对破坏部位孔边观察发现,孔边未发现明显的腐蚀损伤,螺栓表面也未见明显变化。

8.4.2.2.2 对寿命影响的分析

1) 试验寿命处理

按与 8.4.2.1.2 节中相同的处理方法,得到钛—钢试件寿命分布参数见表 8-21。

表 8-21 总寿命分布参数估计值

试件类型	预腐蚀时间 t /天	试件数	对数中值寿命	中值寿命/次	对数寿命标准差
钛—钢未防腐件	0	2	5.07596	119114	0.207
	24	2	4.71442	51811	0.448
钛—钢防腐件	0	2	5.0654	116252	0.052
	24	3	4.88015	75883	0.066

表 8-22 中未防腐件的对数寿命标准差明显大于防腐件的对数寿命标准差,对 Ti-Fe 未防腐件,其对数寿命标准差达到 0.45,明显高于以往大量试验结果给出的对数寿命标准差,可能与本次试验试件数偏少有关系。

F 检验表明,对未防腐件和防腐件,预腐蚀不同时间后的寿命具有方差齐性。 t 检验表明,Ti-Fe 防腐件预腐蚀 0h、24h 后的疲劳寿命有显著差异;Ti-Fe 未防腐件预腐蚀 0h、24h 后的疲劳寿命无显著差异,其原因可能是对数寿命标准差比较大。

由表 8-21 中数据处理得到寿命下降比见表 8-22。

2) 对寿命影响的分析

虽然本次试验有效数据较少,仍可得到如下趋势性结论:

表 8-22 寿命下降比/%

试件类型	寿命下降比/%	
	0h	24h
钛—钢未防腐件	0	57
钛—钢防腐件	0	35

(1) 由表 8-23 中的结果可见,对未防腐件,预腐蚀 24h 后的寿命下降了 57%;对防腐件,寿命下降了 35%,说明预腐蚀明显降低了钛—钢连接件的寿命。

(2) 预腐蚀相同时间后,未防腐件寿命下降程度明显高于防腐件。

8.4.2.3 对钛—铝、钛—钢连接件影响情况的比较

(1) 虽然钢和铝的腐蚀损伤现象不完全相同,但对比钛—铝连接件和钛—钢连接件的腐蚀损伤,可以看出加速试验环境谱对钛—钢连接件腐蚀损伤的影响比对钛—铝连接件影响严重。

(2) 对比钛—铝连接件和钛—钢连接件预腐蚀后寿命下降比,对未防腐件,预腐蚀 24h 后钛—钢连接件寿命下降程度与预腐蚀 85h 后钛—铝连接件寿命下降程度一致。对防腐件,预腐蚀 24h 后钛—钢连接件寿命下降程度比预腐蚀 85h 后钛—铝连接件寿命下降程度严重,同样说明预腐蚀对钛—钢的影响比较明显。

不论从腐蚀损伤情况,还是寿命下降程度,均表明腐蚀环境对钛—钢的影响比钛—铝的影响要严重,可能与钛—钢电位差比钛—铝高,更容易产生电偶腐蚀有关。

8.4.3 防腐措施有效性分析

8.4.3.1 钛—铝连接件防腐措施有效性检验

1) 腐蚀损伤分析

由表 8-20 的腐蚀试验记录结果,可以看出:

(1) 预腐蚀 48h 后,钛—铝未防腐件铝片表面就已有蚀坑,钛—铝防腐件铝片表面起泡;防腐件的腐蚀损伤弱于未防腐件。

(2) 预腐蚀 85h 后,钛—铝未防腐件铝片表面腐蚀坑的数量和面积明显增加,钛—铝防腐件铝片表面起泡数量明显增加;防腐件的腐蚀损伤弱于未防腐件;

对比钛—铝未防腐件和防腐件相同腐蚀时间对应的腐蚀损伤,防腐件的腐蚀损伤弱于未防腐件。说明防腐设计能够明显减弱连接件的腐蚀损伤。

2) 寿命分析

由表 8-21 的寿命下降比,可以看出预腐蚀相同时间后,防腐件的寿命下降比明显低于未防腐件,具体有:

(1) 预腐蚀 48h 后,未防腐件的寿命下降了近一半,而防腐件的寿命下降了

仅约 10%，防腐件的寿命下降比明显低于未防腐件的寿命下降比。

(2) 预腐蚀 85h 后,未防腐件的寿命下降了一半以上,而防腐件的寿命下降了仅约 15%，防腐件的寿命下降比明显低于未防腐件的寿命下降比。

说明防腐设计能够减小腐蚀对疲劳寿命的影响。

综合腐蚀损伤和寿命下降情况,可以看出,防腐措施起到了明显的防腐作用。

8.4.3.2 Ti-Fe 连接件防腐措施有效性检验

1) 腐蚀损伤分析

由表 8-21 的腐蚀试验结果可见,钛—钢未防腐件钢片表面有明显腐蚀斑和涂层脱落现象,钛—钢防腐件表面钢片有涂层脱落现象;防腐件的腐蚀损伤弱于未防腐件。

对比钛—铝未防腐件和防腐件相同腐蚀时间对应的腐蚀损伤,防腐件的腐蚀损伤弱于未防腐件。说明防腐设计能够明显减弱连接件的腐蚀损伤。

2) 寿命分析

由表 8-23 中的结果可见,防腐件的寿命下降比明显低于未防腐件。对未防腐件,预腐蚀 24h 后的寿命下降了一半以上;对防腐件,寿命下降了约 1/3,说明防腐设计能够减小腐蚀对疲劳寿命的影响。

综合腐蚀损伤和寿命下降情况,可以看出,防腐措施起到了明显的防腐作用。

8.4.4 结论

虽然本次试验有效数据比较少,但仍可得到如下趋势性结论:

(1) 腐蚀环境会导致钛—铝、钛—钢异金属连接件产生腐蚀损伤,降低疲劳寿命。

(2) 防腐措施能有效的改善钛合金连接件的防腐性能。

8.5 综合分析

(1) 对钛合金焊接件,常规的腐蚀环境基本不会造成其腐蚀,对疲劳寿命基本无影响;

(2) 对钛—铝、钛—钢连接件,环境造成其产生腐蚀损伤,降低疲劳寿命,应加强腐蚀防护与处理。

参 考 文 献

- [1] 刘文珽,李玉海. 飞机结构日历寿命体系评定技术[M]. 北京:航空工业出版社,2004.
- [2] Dr Martin Worsfold. The effect of corrosion on the structural integrity of commercial aircraft structure. The RTO workshop. 1998.
- [3] David L. Simpson, Craig L. Brooks. Tailoring the structural integrity process to meet the challenges of aging aircraft[J]. International Journal of Fatigue 21,1999, s1 ~ s14.
- [4] D. H. Bray, R. J. Bucci, E. L. Colvin, M. Kulak. Effects of prior corrosion on the S/N fatigue performance of aluminum alloys 2024 - T3 and 2524 - T3. in: Effects of Environment on the Initiation of Crack Growth ASTM STP 1298, ASTM, Philadelphia, 1997, p. 89.
- [5] 李玉海,刘文珽,杨旭. 飞机结构日历寿命体系评定应用范例[M]. 北京:航空工业出版社,2005.
- [6] 彭欢. 钛合金异金属连接防腐设计验证试验设计. [R] 沈阳飞机设计研究所技术报告,2008.

第9章 复合材料老化效应与控制

9.1 概 述

随着复合材料在军、民飞机结构中越来越广泛地应用,其可靠性变得越来越重要,可靠性分析的基础是要了解复合材料长期曝露在使用环境条件下的性能变化,包括界面特性及损伤的起始、扩展和控制,就是耐久性分析,它主要是预估复合材料结构在复杂的力学和变化环境的综合作用下的完整性。复合材料结构的老化环境包括湿热环境、腐蚀性液体(燃油、液压油、防冻液等),以及紫外线辐射、风化、砂蚀,雨蚀等。由于环境的不确定性,以及老化内应力和外部载荷的耦合,使得理论分析十分困难。一般的研究方法是采用地面自然环境老化、试验室加速老化和随机件老化的试验方法,获取老化后的性能参数,然后对大量实测试验数据进行综合分析,得到老化设计参数,建立老化设计准则。并在设计和维护中采取必要的防护和控制措施,以保证结构的完整性。本章主要目的是研究老化对复合材料强度性能影响、评定技术及老化防护与控制。

9.2 我国典型环境区域

计及环境效应,首先要确定复合材料长期曝露的环境条件,而环境大气条件是不不断变化的,需要在大量的实测统计数据的基础上,确定严重的环境条件和使用环境条件。表3-1给出了我国北方沿海地区的温湿谱,表3-6和表3-12给出了典型环境区月平均最高气温、最低气温和月平均相对湿度。

9.3 湿热老化效应

树脂基复合材料的强度和刚度性能会随着使用时间,特别是在湿热环境中的使用时间的增加而产生变化。已有的研究表明,导致复合材料失效的三个主要原因是湿热老化、疲劳和机械应力。因此,当前复合材料耐久性研究也主要集中于这三个方面的失效机理及预估方法的研究。

纤维增强树脂基复合材料的湿热老化,实际上是复合材料经受吸湿、温度和应力联合作用而产生的退化过程,退化机制作用于纤维、界面和基体上,并引起物理—化学变化。在吸湿过程中,结构内部会产生溶胀应力,而湿结构在热冲击下由于外层快速脱湿而产生更大的溶胀应力。这种内应力的反复作用并达到某一量级时会引起应力开裂,以致于形成龟裂纹。这种龟裂纹会影响复合材料结构的再吸湿及再干燥速率,最后可能形成宏观裂纹。

含损伤复合材料层压板在湿热环境长期作用下除引起降质外,也可能引起损伤扩展,最终使层压板强度性能下降。

9.3.1 研究方法

湿热老化引起材料性能的变化,这是因为在高温下材料发生化学反应。很多因素影响变化速率,如相容材料的化学成分、老化温度、纤维体积含量和层压板表面的铺层顺序等。对于确定的材料体系,主要因素则是老化时间、温度等。对于热固性复合材料,在高温条件下聚合物链要经受后固化连接,这将导致基体变得更刚硬和更脆,刚度的增加使极限强度提高,而脆性的增加会使韧性下降,这两个因素的综合作用影响其断裂性能。由于影响因素多,作用复杂,老化机理目前尚未全面揭示,因此,老化效应的理论预估目前是十分困难和不可靠的,一般都是根据长期的试验结果来评估老化效应。而实时的自然老化是十分费钱耗时的,因此要求进行加速老化模拟,争取以较短时间的试验数据来说明或验证材料或结构的耐久性。

9.3.2 湿热老化对复合材料物理性能的影响

湿热老化对复合材料物理性能影响的研究不多,图9-1给出了三种体系层压板在70℃、RH=85%老化环境中,玻璃化转变温度 T_g 随老化时间的变化。从图中可以看出,环氧基复合材料的 T_g 受老化影响较大,从老化开始到大约50h期间, T_g 呈线性下降,最大下降25℃,然后基本保持或稍有变化,到大约900h又开始第二次下降,到大约2700h时又下降了约10℃。对于氰酸盐基复合材料, T_g 随老化时间增加呈缓慢线性下降,大约1400h老化后, T_g 下降20℃,然后基本就不变化了。老化对BMI基复合材料的 T_g 几乎没有影响。

湿热老化对湿热膨胀系数影响的研究不多,国外资料也很少,AIAA-94-1395中给出了基体热膨胀系数的修正公式,供参考。

$$\alpha'_m = \alpha_m [1 + \Delta\alpha_{a_1} (a_1)^{n_{a_1}}] [1 + \Delta\alpha_{a_2} (a_2)^{n_{a_2}}] \quad (9-1)$$

$$a_1 = \frac{T_{gd} - T_g^0}{T_{gf} - T_g^0}$$

$$a_2 = \frac{m_0 - m}{m_0 - m_f}$$

式中: α'_m 是计及老化影响的热膨胀系数; α_m 是常温干态下的热膨胀系数; a_1 是基体链环机理的降质参数; a_2 表示基体质量变化的参数; T_{gd} 是常温干态下的玻璃化转变温度; T_g^0 是老化起始时的玻璃化转变温度; T_{gf} 是老化结束时的玻璃化转变温度; m_0 是老化起始时的质量; m 是常温干态下的质量; m_f 是老化结束时的质量; $\Delta\alpha_{a_1}, \Delta\alpha_{a_2}, n_{\alpha_{a_1}}, n_{\alpha_{a_2}}$ 是由于 a_1, a_2 变化而产生的数据拟合。湿膨胀系数也可采用类似的方法进行修正。

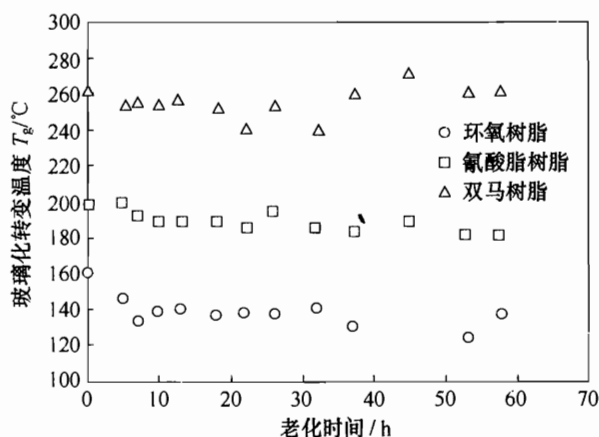


图 9-1 在 70℃、RH=85% 老化环境中, T_g 随老化时间的变化

9.3.3 湿热老化对复合材料层压板力学性能的影响

表 9-1 和表 9-2 给出了 T300/QY8911 和 T300/5405 单向层压板的热老化性能。图 9-2 和图 9-3 给出了环氧基复合材料在 70℃、RH=85% 环境中进行老化,然后在不同温度下进行层间剪切强度试验的结果。从图中可以看到,常温下使用,老化时间和吸湿量对层间剪切强度的影响轻微,但在 100℃ 下试验,层间剪切强度随吸湿量的增加而呈线性下降,每增加 1% 吸湿量,层间剪切强度下降 7.9MPa。图 9-4 和图 9-5 给出了 BMI 基复合材料的老化环境效应,可以看到,吸湿量低于 0.6% 时(相应于 70 个小时老化),基本无影响,但吸湿量超过 0.6% 后,层间剪切强度严重下降(湿饱和状态与干态相比,下降大约 50%)。对此现象的解释,可能是水与基体的反应需要一定的时间。如果在结构中使用 BMI 基复合材料,则控制它的吸湿量就成为设计的关键准则。

表 9-1 T300/QY8911 单向层压板的热老化性能

老化时间/h	τ_b^f/MPa		σ_b^f/MPa	
	25℃	150℃	25℃	150℃
0	114.1	77.0	1916	1752
100	118.1	94.4	1925	1748
240	113.2	84.1	1876	1759
400	114.8	92.2	1819	1700
710	117.5	89.1	1914	1684
1000	114.7	88.0	1941	1684

表 9-2 T300/5405 单向层压板的热老化性能

		老化时间/h			
		0	310	607	1000
s_b^f/RT	平均值/MPa	96.8	90.0	88.4	93.1
	均方差/MPa	5.9	3.8	3.6	3.9
	$C_v/\%$	6.1	4.2	4.0	5.2
$t_b^f/130^\circ\text{C}$	平均值/MPa	81.2	82.2	81.5	84.9
	均方差/MPa	1.1	1.8	4.9	1.8
	$C_v/\%$	1.4	2.3	6.1	2.1
s_b^f/RT	平均值/MPa	1770	1764	1876	1865
	均方差/MPa	56.0	29.9	75.4	35.4
	$C_v/\%$	3.2	1.7	4.0	1.9
$s_b^f/130^\circ\text{C}$	平均值/MPa	1300	1323	1396	1437
	均方差/MPa	58.7	56.6	86.6	76.2
	$C_v/\%$	2.6	2.4	3.5	3.0
S/RT	平均值/MPa	113.6	108.2	104.5	97.2
	均方差/MPa	1.3	1.6	6.7	2.3
	$C_v/\%$	1.2	1.5	6.4	2.4
S/130℃	平均值/MPa	96.3	102.6	103	99
	均方差/MPa	0.2	1.0	2.6	1.3
	$C_v/\%$	4.3	1.1	1.5	1.4

(续)

		老化时间/h			
		0	310	607	1000
G_{12}/RT	平均值/GPa	1.75	4.51	4.60	4.57
	均方差/GPa	0.06	0.08	0.09	0.05
	$C_v/\%$	1.4	1.7	2.0	1.1
$G_{12}/130^\circ\text{C}$	平均值/GPa	3.1	3.8	4.0	4.1
	均方差/GPa	0.2	0.6	0.1	0.1
	$C_v/\%$	5.1	1.6	2.7	2.

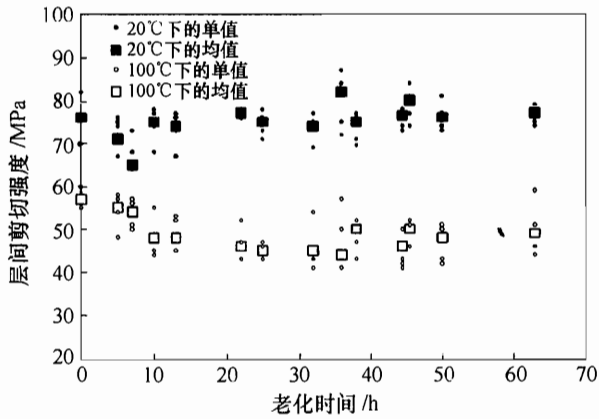


图 9-2 环氧树脂基复合材料在 70℃、RH = 85% 环境中老化,然后在不同温度和不同老化时间下进行层间剪切强度试验的结果

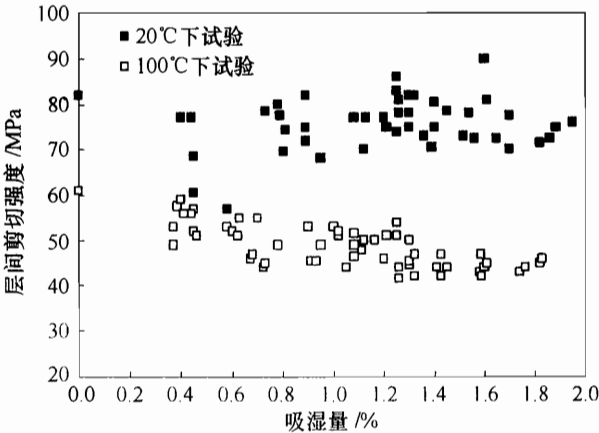


图 9-3 环氧树脂基复合材料在 70℃、RH = 85% 环境中老化,然后在不同温度和不同吸湿量下进行层间剪切强度试验的结果

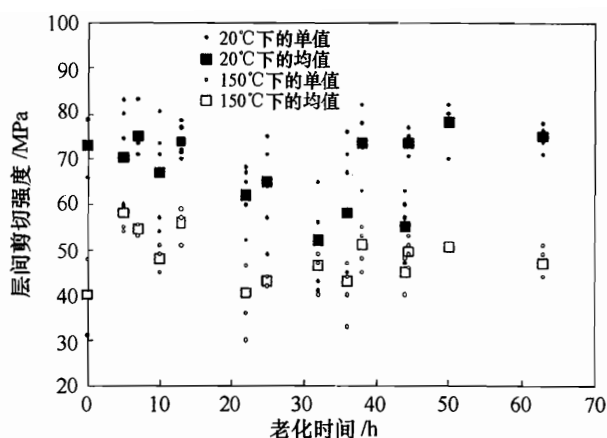


图 9-4 BMI 基复合材料在 70℃、RH=85% 环境中老化,然后在不同温度和不同老化时间下进行层间剪切强度试验的结果

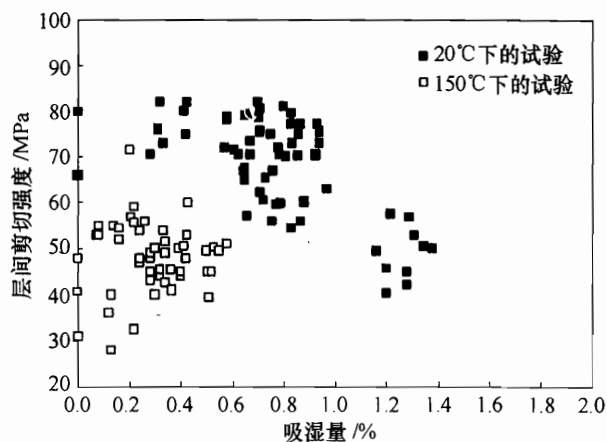


图 9-5 BMI 基复合材料在 70℃、RH=85% 环境中老化,然后在不同温度和不同吸湿量下进行层间剪切强度试验的结果

9.3.4 自然老化对复合材料性能的影响

波音公司对 5208、5209、934 三种基体的复合材料裸露的层压板,约 8000 个不同类型的试件(按试验标准加工成标准试件)进行了 13 年之久的老化性能试验研究,试验方法从地面自然老化、飞机随机件老化到模拟温度、湿度和压力变化的试验室加速老化。地面曝露分别在 NASA Dryden、Dallas、Honolulu 和 Wellington 进行,航线曝露选择 Aloha、Air new Zealand、Southwest 航线。地面曝露试验的结果如表 9-3 ~ 表 9-6 所列。通过对试验结果的综合分析,可以得到指导设计的下述建议。

(1) 湿热老化对三种复合材料的室温下拉伸和弯曲强度不但无影响,反而会有所提高,高温下的性能则呈现小幅上升或下降的趋势。

(2) 湿热老化对三种复合材料的室温下压缩强度有严重影响,10 年后压缩强度下降接近 30%,高温下影响会更严重,但由于夹头的提前破坏而得不到准确数据。

(3) 湿热老化对三种复合材料的短梁剪切强度的影响呈现奇特的现象,老化 1 年、2 年、3 年后,室温下或高温下剪切强度都下降较大,5 年曝露后下降较少,10 年老化后,室温下剪切强度反而有所上升,高温下基本保持基准值。

(4) 老化后不仅要进行室温下强度试验,还要进行高温下剩余强度试验。

表 9-3 Dallas 1 年、2 年、3 年、5 年、10 年曝露后试验结果

向 阳 面				
特性	试件构型	材 料 体 系		
		5208	5209	934
室温下剩余 强度保持率 /%	SBS	80.7/91.5/95.7/ 91.1/109.0	85.6/90.0/91.5/ 87.9/98.9	80.8/91.3/88.1/ 83.6/100.4
	弯曲	109.3/111.0/107.2/ 116.8/109.4	110.2/108.4/101.7/ 109.4/99.5	103.8/103.1/101.7/ 116.0/116.6
	±45°拉伸	113.6/110.0/113.1/ 111.0/110.6	111.9/110.9/106.1/ 108.8/106.2	113.5/116.7/116.4/ 112.0/113.4
82℃下剩余 强度保持率 /%	SBS	73.8/85.8/84.3/ 88.7/106.7	71.8/72.9/68.8/ 73.6/109.8	72.3/80.2/74.6/ 79.2/94.2
	弯曲	112.2/109.6/113.8/ 101.8/118.0	85.9/83.8/87.0/ 91.4/92.3	94.3/100.4/91.1/ 94.9/98.6
	±45°拉伸	120.0/125.5/123.2/ 119.3/136.3	79.4/83.1/88.0/ 86.7/88.5	119.3/116.3/118.1/ 119.2/121.4
	SBS 烘干	94.2/99.8/99.9/ 107.6/101.3	95.9/92.4/94.6/ 104.0/99.6	86.3/93.4/95.3/ 99.0/100.7
吸(脱)湿量 /%	SBS	0.49/0.49/ 0.28/—/—	0.36/0.45/ 0.22/—/—	0.51/0.53/ 0.36/—/—
	弯曲	0.41/0.35/ 0.34/—/—	0.05/0.03/ 0.23/—/—	0.41/0.36/ 0.13/—/—
	±45°拉伸	0.33/0.30/ 0.19/—/—	0.28/0.22/ 0.13/—/—	0.34/0.28/ 0.16/—/—

(续)

背 阳 面				
特性	试件构型	材 料 体 系		
		5208	5209	934
室温下剩余 强度保持率 /%	SBS	88.1/94.1/93.8/ 95.4/105.5	86.9/90.1/92.0/ 86.7/96.4	83.1/88.8/84.1/ 90.7/99.6
	弯曲	112.2/107.8/108.7/ 113.8/116.1	101.9/101.7/102.0/ 106.1/104.9	108.0/99.0/108.5/ 114.2/114.2
	压缩	86.1/90.0/97.6/ 85.3/94.2	101.2/108.2/105.5/ 112.9/93.1	97.6/95.8/98.7/ 102.8/86.4
82℃下剩余 强度保持率 /%	SBS	79.8/82.7/77.6/ 91.2/103.4	72.1/68.6/67.2/ 67.1/104.1	69.2/75.0/74.0/ 79.2/96.6
	弯曲	111.5/103.0/109.9/ 90.2/108.9	88.8/78.5/87.7/ 90.8/80.6	85.8/92.7/92.7/ 95.6/90.8
	压缩	70.5/34.8/51.2/ 81.8/52.1	89.4/76.0/70.0/ 94.0/56.0	82.0/79.4/69.0/ 83.1/45.7
	拉伸	112.3/130.7/118.8/ 110.3/109.4	98.9/85.5/91.6/ 107.7/97.4	115.5/120.2/114.4/ 115.8/118.4
	SBS 烘干	101.4/97.8/105.1/ 98.4/107.0	96.4/94.8/95.7/ 103.9/104.5	89.5/89.8/75.0/ 100.1/105.0
吸(脱)湿量 /%	SBS	0.50/0.58/ 0.45/—/—	0.32/0.58/ 0.32/—/—	0.46/0.61/ 0.54/—/—
	弯曲	0.40/0.47/ 0.31/—/—	0.15/0.30/ 0.05/—/—	0.33/0.48/ 0.22/—/—
	拉伸	0.37/0.23/ 0.20/—/—	0.38/0.18/ 0.18/—/—	0.37/0.48/ 0.19/—/—
注:1. 1 年期试件曝露 424 天,2 年期试件曝露 816 天,3 年期试件曝露 1144 天,5 年期试件曝露 1812 天,10 年期试件曝露 3653 天; 2. 剩余强度数据由特定温度下的基准试验获得; 3. 用“—”表示失效数据				

表 9-4 NASA Dryden 1 年、2 年、3 年、5 年、10 年曝露后试验结果

向 阳 面				
特性	试件构型	材 料 体 系		
		5208	5209	934
室温下剩余 强度保持率 /%	SBS	111.5/101.4/88.2/ 98.2/107.2	84.1/94.4/94.4/ 86.2/109.8	93.2/93.4/94.9/ 85.5/112.9
	弯曲	99.3/107.8/111.1/ 103.1/103.5	104.6/111.1/115.3/ 115.2/107.3	104.5/100.2/107.3/ 105.2/114.5
	±45°拉伸	104.6/111.9/112.4/ 110.0/109.2	110.4/112.7/117.2/ 117.9/116.4	104.8/109.1/108.2/ 105.7/112.9
82℃下剩余 强度保持率 /%	SBS	98.5/104.6/95.5/ 98.2/99.9	79.1/87.2/88.3/ 78.1/108.3	79.8/86.0/87.3/ 82.9/113.0
	弯曲	106.1/108.4/112.1/ 108.0/109.5	98.8/92.6/108.0/ 103.3/107.2	102.5/102.7/117.5/ 107.9/101.0
	±45°拉伸	95.8/97.0/103.9/ 102.2/104.4	90.6/93.5/102.7/ 95.4/93.0	95.9/97.0/101.4/ 97.3/123.8
	SBS 烘干	105.2/109.7/95.2/ 106.7/118.0	92.7/98.0/89.6/ 92.9/118.3	90.8/100.8/85.8/ 90.6/112.6
吸(脱)湿量 /%	SBS	0.05/0.01/0.04/ 0.08/—	0.02/0.01/0.01/ 0.05/—	0.11/0.07/0.05/ 0.17/—
	弯曲	-0.17/-0.33/-0.18/ -0.19/—	-0.24/0.25/-0.28/ 0.10/—	-0.10/-0.25/-0.21/ 0.26/—
	±45°拉伸	-0.08/-0.32/-0.26/ -0.32/—	-0.11/0.23/-0.18/ -0.23/—	-0.05/-0.22/-0.18/ -0.21/—
背 阳 面				
特性	试件构型	材 料 体 系		
		5208	5209	934
室温下剩余 强度保持率 /%	SBS	99.2/91.7/80.9/ 98.3/115.2	89.5/95.2/93.1/ 89.9/101.2	92.0/94.6/96.5/ 93.2/107.1
	弯曲	105.4/102.3/103.9/ 106.5/107.5	106.5/106.9/112.0/ 104.0/95.6	99.8/102.0/107.5/ 105.2/113.1
	压缩	96.9/91.7/88.8/ 87.0/69.0	105.9/100.5/86.1/ 93.1/66.0	97.0/102.7/99.3/ 97.2/79.9

(续)

背 阳 面				
特性	试件构型	材 料 体 系		
		5208	5209	934
82℃下剩余 强度保持率 /%	SBS	101.4/99.4/95.0/ 96.3/112.3	82.2/86.3/86.8/ 80.5/111.6	77.8/86.0/88.4/ 81.3/106.8
	弯曲	112.8/112.3/113.7/ 113.3/104.4	107.0/103.5/107.1/ 95.4/87.4	107.5/106.4/122.6/ 113.1/97.7
	压缩	78.2/88.3/75.5/ 82.3/132.8	117.5/82.6/91.7/ 86.4/111.7	60.7/85.1/85.2/ 82.3/85.7
	拉伸	105.5/106.8/107.4/ 106.9/95.0	91.7/89.5/94.2/ 95.4/96.7	101.6/108.3/113.0/ 104.6/111.7
	SBS 烘干	104.2/107.9/90.2/ 105.7/121.0	86.2/100.8/86.5/ 97.0/118.5	88.9/98.6/91.5/ 96.4/112.0
吸(脱)湿量 /%	SBS	0.10/0.11/0.07/ 0.18/—	0.06/ -0.01/ -0.22/ 0.04/—	0.07/0.11/ -0.12/ —/—
	弯曲	-0.02/ -0.47/ -0.10/ -0.04/—	-0.13/ -0.26/ -0.26/ -0.12/—	-0.05/ -0.18/ -0.18/ -0.12/—
	拉伸	0.12/ -0.01/0.04/ 0.06/—	0.15/ -0.23/ -0.08/ 0.06/—	0.05/ -0.05/ -0.01/ -1.19/—
注:1. 1年期试件曝露433天,2年期试件曝露715天,3年期试件曝露1121天,5年期试件曝露1822天,10年期试件曝露4186天; 2. 剩余强度数据由特定温度下的基准试验获得; 3. 用“—”表示失效数据				

表9-5 Honolulu 1年、2年、3年、5年、10年曝露后试验结果

向 阳 面				
特性	试件构型	材 料 体 系		
		5208	5209	934
室温下剩余 强度保持率 /%	SBS	89.4/52.5/91.0/ 91.3/104.8	82.4/78.9/82.2/ 90.3/98.5	87.0/79.9/83.3/ 96.7/97.8
	弯曲	102.7/96.4/85.6/ 105.3/113.5	101.7/99.3/88.4/ 104.8/107.0	105.6/103.4/80.0/ 113.5/120.0
	±45°拉伸	107.5/109.2/104.1/ 107.5/105.3	104.9/112.7/103.4/ 97.6/98.6	103.5/106.0/106.8/ 105.9/93.2

(续)

向 阳 面				
特性	试件构型	材 料 体 系		
		5208	5209	934
82℃下剩余 强度保持率 /%	SBS	87.5/81.7/78.8/ 83.5/96.6	74.6/65.6/68.0/ 61.3/78.8	73.4/70.1/73.2/ 71.6/88.0
	弯曲	111.1/96.6/88.0/ 98.8/121.1	89.4/82.9/72.5/ 88.1/86.5	103.2/93.7/89.2/ 96.8/98.2
	±45°拉伸	98.2/112.6/128.4/ 121.8/122.3	80.8/78.5/79.5/ 96.6/93.9	94.0/106.9/110.6/ 108.9/93.9
	SBS 烘干	95.5/82.7/87.9/ 121.8/107.5	117.0/95.2/94.6/ —/108.1	100.5/87.3/95.1/ —/100.7
吸(脱)湿量 /%	SBS	0.27/0.32/0.50/ —/—	—0.03/—0.03/0.29/ —/—	0.29/0.35/0.50/ —/—
	弯曲	0.06/0.24/0.22/ —/—	—0.08/—0.15/0.03/ —/—	0.18/0.17/0.24/ —/—/
	±45°拉伸	0.04/—0.10/—0.26/ —/—/	0.07/—0.19/—0.35/ —/—	0.16/0.03/—0.22/ —/—/
背 阳 面				
特性	试件构型	材 料 体 系		
		5208	5209	934
室温下剩余 强度保持率 /%	SBS	95.0/85.7/90.1/ 98.3/90.8	83.7/78.0/85.9/ 87.5/97.8	80.4/80.3/81.3/ 85.2/100.5
	弯曲	108.2/105.7/98.8/ 109.0/115.0	107.7/108.3/79.2/ 109.9/106.5	106.6/96.7/86.7/ 103.7/113.1
	压缩	83.5/—/74.8/ 88.3/78.7	105.8/—/92.2/ 98.9/78.8	97.9/—/88.4/ 99.3/74.1
82℃下剩余 强度保持率 /%	SBS	85.1/80.9/84.6/ 82.2/93.7	73.4/64.3/67.0/ 61.9/76.5	72.9/63.7/71.9/ 69.9/85.1
	弯曲	111.0/100.8/100.5/ 99.4/115.1	95.8/84.2/86.0/ 94.0/88.1	102.1/98.6/91.5/ 90.0/92.7
	压缩	77.4/—/22.9/ 45.3/24.8	79.0/—/59.5/ 59.6/61.7	80.2/—/62.4/ 63.8/38.8

(续)

背 阳 面				
特性	试件构型	材 料 体 系		
		5208	5209	934
82℃下剩余 强度保持率 /%	拉伸	112.5/126.3/121.5/ 125.6/104.4	80.4/77.3/95.3/ 86.8/110.1	106.1/118.3/119.2/ 119.5/89.5
	SBS 烘干	84.1/109.1/101.3/ —/99.0	111.0/91.8/93.7/ —/111.0	102.3/87.2/93.2/ —/99.8
吸(脱)湿 量/%	SBS	0.30/0.42/0.55/ —/—	0.07/0.23/0.41/ —/—	0.31/0.53/0.63/ —/—
	弯曲	-0.01/0.33/0.39/ —/—	-0.01/0.08/0.21/ —/—	0.22/0.39/0.39/ —/—
	拉伸	0.31/0.20/0.62/ —/—	0.09/0.09/0.32/ —/—	0.32/0.21/0.59/ —/—
注:1. 1 年期试件曝露 398 天,2 年期试件曝露 740 天,3 年期试件曝露 1096 天,5 年期试件曝露 1826 天,10 年期试件曝露 4002 天; 2. 剩余强度数据由特定温度下的基准试验获得; 3. 用“—”表示失效数据				

表 9-6 Wellington 1 年、2 年、3 年、5 年曝露后试验结果

向 阳 面				
特性	试件构型	材 料 体 系		
		5208	5209	934
室温下剩余 强度保持率 /%	SBS	94.2/82.6/ 86.3/86.7	87.9/94.1/ 88.1/88.8	90.8/86.7/ 93.3/86.1
	弯曲	102.8/102.2/ 105.0/105.5	100.7/100.4/ 99.8/103.7	104.7/108.1/ 106.5/103.8
	±45°拉伸	112.2/116.5/ 109.3/106.8	118.5/125.9/ 121.8/118.4	118.4/122.8/ 115.8/77.7
82℃下剩余 强度保持率 /%	SBS	81.8/85.0/ 80.4/91.7	67.0/70.9/ 67.7/70.9	74.6/72.4/ 73.7/72.9
	弯曲	101.6/100.9/ 103.1/110.4	78.2/83.5/ 89.6/90.1	91.1/87.7/ 95.0/102.8

(续)

向 阳 面				
特性	试件构型	材 料 体 系		
		5208	5209	934
82℃下剩余 强度保持率 /%	±45°拉伸	118.7/129.0/ 106.0/106.0	88.1/86.4/ 86.4/92.5	109.5/111.0/ 115.3/100.6
	SBS 烘干	98.8/101.0/ 92.3/100.2	100.9/98.3/ 94.8/102.7	99.3/89.4/ 89.0/59.4
吸(脱)湿 量/%	SBS	0.65/0.80/ —/—	0.39/0.49/ 0.49/—	0.51/0.85/ 0.74/—
	弯曲	0.68/0.75/ 0.70/—	0.38/0.43/ 0.40/—	0.56/0.64/ 0.61/—
	±45°拉伸	0.64/0.66/ 0.39/—	0.39/0.50/ 0.42/—	0.49/0.56/ 0.29/—
背 阳 面				
特性	试件构型	材 料 体 系		
		5208	5209	934
室温下剩余 强度保持率 /%	SBS	86.6/88.5/ 94.0/96.9	87.0/88.8/ 87.1/—	87.8/86.3/ 91.8/—
	弯曲	106.2/107.0/ 105.4/106.3	98.9/107.5/ 104.7/103.6	93.8/105.9/ 107.6/103.5
	压缩	94.6/92.2/ 86.5/102.9	99.1/106.8/ 100.2/107.2	100.4/97.8/ 93.4/108.6
82℃下剩余 强度保持率 /%	SBS	88.1/100.3/ 82.4/81.9	69.9/76.2/ 69.2/—	73.4/73.0/ 73.6—
	弯曲	96.8/94.8/ 96.1/105.5	78.9/82.6/ 80.5/85.0	92.5/89.9/ 91.6/87.1
	压缩	73.0/40.5/ 73.0/70.6	87.1/79.3/ 76.6/82.7	85.6/74.4/ 69.6/87.9
	拉伸	125.4/121.1/ 129.4/114.1	87.0/89.5/ 81.4/104.8	105.7/120.8/ 118.8/109.9
	SBS 烘干	104.2/105.5/ 93.9/—	97.6/96.7/ 93.9/—	97.3/89.9/ 96.2/—

(续)

背 阳 面				
特性	试件构型	材 料 体 系		
		5208	5209	934
82℃下剩余 强度保持率 /%	弯曲	0.61/0.76/ 0.70/—	0.40/0.50/ 0.40/—	0.56/0.71/ 0.61/—
	拉伸	0.57/0.60/ 0.39/—	0.42/0.56/ 0.42/—	0.61/0.60/ 20.26/—
注:1. 1 年期试件曝露 508 天,2 年期试件曝露 786 天,3 年期试件曝露 1163 天,5 年期试件曝露 1812 天; 2. 剩余强度数据由特定温度下的基准试验获得; 3. 用“—”表示失效数据				

国内对 HT3/QY8911 材料体系进行了自然老化试验,试件包括层压板的拉、压、弯、剪、胶接、层间拉剪、单钉连接及蜂窝夹层结构的拉、压、弯、剪等内容。对于层压板是先加工成标准试件后进行裸露试验,而对于蜂窝夹层结构先将四周密封进行老化试验后,加工成标准试验件。自然环境老化选择兵器工业总公司第 59 研究所的海南省环境试验场进行试验,代表湿热沿海区域,环境较为恶劣,试验结果如表 9-7 所列,试验结果表明,1 年期自然老化对压缩强度无明显影响,但对层间剪切强度和单搭胶接的剪切强度影响较大,对蜂窝夹层结构的性能影响较小。

表 9-7 海南沿海 1 年、3 年自然老化后试验结果

强 度 性 能	基准值	1 年期自然老化	3 年期自然老化 (无防护漆)	3 年期自然老化 (带防护漆)
压缩/MPa	525.3	533.3	659.7	695.6
拉伸/MPa	606.7		662.4	682.6
SBS/MPa	68.2	50.1	43.0	
胶接 I / MPa	37.7	20.7	18.5	
胶接 II / MPa		32.9	26.3	
拉一剪 / MPa	14.3	12.9	11.8	
蜂窝夹层平压强度($H=19$)/ MPa	3.62	3.49	2.96	
蜂窝夹层平压强度($H=44$)/ MPa	2.88	3.03	2.97	
芯子剪切强度($H=19$)/ MPa	1.21	1.23	0.77	0.76
芯子剪切强度($H=44$)/ MPa	1.11	1.04	1.03	1.06
芯子剪切模量($H=19$)/ MPa	39.2	33.7	45.0	44.4

9.3.5 加速老化对复合材料性能的影响

到目前为止,还没有一个一致的加速湿热老化方法可供使用。研究结果表明,聚合物的降质主要是其吸湿后的水解作用,降质也都发生在饱和吸湿状态下,基于此认识,就可以根据不同湿热环境下的吸湿扩散速率或不同湿热环境下的湿热效应试验给出加速吸湿(老化)的经验工程公式来计算加速因子。根据加速老化的原则和加速原理,选择的加速老化环境是 70°C 、 $\text{RH} = 95\%$ 。

$$K = \frac{t_2}{t_1} = \frac{e^{-C/(T_2 \varphi_2)}}{e^{-C/(T_1 \varphi_1)}} \quad (9-2)$$

式中: K ——时间加速系数; t_1 ——实际暴露的时间; t_2 ——加速后的时间; $T_1 \varphi_1$ ——实际暴露的温度($^{\circ}\text{C}$)和相对湿度; $T_2 \varphi_2$ ——加速环境的温度($^{\circ}\text{C}$)和相对湿度; C 为试验系数, $T_2 \leq 60^{\circ}\text{C}$ 时, $C = 46.1$ 。

目前国内尚无加速吸湿老化的标准,飞机复合材料结构加速湿热老化试验均采用此方法计算加速系数来模拟实际地面停放的湿热环境。

曾经对上述方法进行过一定的试验验证,结果表明,纤维控制的性能由于老化初期内应力松弛使性能略有提高外,试验室加速老化后的基体控制的性能比自然老化的相应性能误差在 -15% 左右。所采用的加速老化方法得到的结果偏于保守。对于复合材料/金属混合结构,如果要验证环境对其强度和耐久性的影响,为了使结果偏于安全,应使用该加速老化谱。

利用该加速方法试验研究了环境老化对 HT3/HD03 复合材料基本力学性能的影响,探索了其力学性能随使用时间的退化规律。试验模拟自然湿热环境取平均温度为 16.5°C 及平均相对湿度为 $\text{RH} = 65\%$ 。选择的加速老化环境为 70°C 和 $\text{RH} = 95\%$ 。试验信息及结果如表 9-8 ~ 9-10 所列。

9.3.5.1 环境老化对拉伸性能的影响

无论对单向层板、多向层板或开孔层板,纵向拉伸强度、模量随老化年限变化甚微,某些年限还有所提高,其原因可能是层板中有一些微曲纤维在老化过程中变直的结果。有无防护涂层都是这种趋势。

而湿热老化对横向拉伸强度的影响则很大,13 年老化后的没有防护涂层试件的强度保持率为 47.9% ,而且呈线性趋势,对横向拉伸模量仅有一点影响。13 年老化后的有防护涂层试件的强度保持率为 43.7% ,而且呈线性趋势,对横向拉伸模量损失 5% 左右,这说明湿热老化对有防护涂层试件的横向拉伸强度的影响要大于没有防护涂层的试件。湿热老化对复合材料的泊松比稍有影响,13 年老化后下降 6% 左右。

需要指出的是,纵向拉伸主要是纤维受力,试片厚度对试验结果影响较小,因此在计算其强度和模量时用全部试片的平均厚度。

9.3.5.2 环境老化对压缩性能的影响

树脂基复合材料的老化过程,也是其降质(退化)过程,在此过程中,力学性能,特别是受基体控制的性能剧烈变化。单向层板的纵向和横向压缩强度随湿热老化年限基本呈线性下降趋势,而且横向压缩强度下降幅度较大,多向层板压缩强度随湿热老化年限呈小幅下降趋势,13 年老化后下降 5% 左右;而开孔压缩强度则不受老化的影响,湿热老化对各种压缩模量也几乎没有影响。有无防护涂层都是这种趋势。

9.3.5.3 环境老化对剪切性能的影响

从图表中可以看到,老化时间对层间剪切强度的影响较大,有无防护涂层层板的层间剪切强度都随老化年限呈线性下降,13 年老化后层间剪切强度保持率都约为 79%,湿热老化对纵横剪切强度和模量的影响较大,13 年老化后纵横剪切强度下降了 12%,模量下降了约 10%。湿热老化同样对面内剪切强度有较大影响,13 年老化后无防护涂层的层板的面内剪切强度保持率为 90%,有防护涂层的层板的面内剪切强度保持率仅为 82.5%。

9.3.5.4 环境老化对挤压性能的影响

湿热老化对双钉挤压强度没有影响,而且随着老化年限还有小幅上升的趋势。

9.3.5.5 环境老化对胶搭接强度的影响

湿热老化对三种复合材料胶搭接拉剪强度的影响较大,三种试件强度都随老化年限而逐渐下降,13 年老化后复合材料和铝板胶接的强度保持率最高,为 87.5%,破坏模式大多是复合材料的破坏,复合材料和复合材料胶接的保持率次之,为 69%,也是复合材料的破坏,而复合材料和钛板胶接的强度保持率最低,仅为 14.9%,破坏模式则为胶接面拉脱。

9.3.5.6 环境老化对破坏模式的影响

根据实验观测和试验后对断面的肉眼观察,可以认为湿热老化对复合材料的宏观破坏模式没有影响。13 年老化后开孔试件的孔周边也未发现分层、开裂等现象,这说明湿热老化产生的内应力量级还不足以引起层板附加的损伤。

一般来说湿热老化对复合材料纤维控制的性能和破坏模式没有影响,但对横向拉伸强度的影响较大,因为横向拉伸是基体控制的破坏模式。湿热老化对压缩性能影响较大,可以根据给出的降质计算公式确定不同老化年限的压缩强度值。对剪切性能的影响较为严重,13 年老化后层间剪切强度损失 21%,面内和纵横剪切性能也有不同程度的下降,也可以根据内插确定不同老化年限的剪

切性能值。湿热老化对 T300/HD03 的挤压性能几乎没有影响。但老化对胶接的影响很大,特别是复合材料同钛板胶接的破坏模式是胶接面拉脱,胶本身对湿热敏感,所以胶接的强度损失很大,不宜选择这种胶接形式。

通过试验观测和结果分析,可以得出下述结论:

① 湿热老化会引起 T300/HD03 复合材料性能,特别是基体控制的压缩、剪切性能和横向拉伸强度的严重退化,可以根据试验数据的拟合曲线估计不同老化年限的性能保持率。

② 湿热老化对不同类型搭接体的胶搭接强度有完全不同的影响,T300/HD03 复合材料与铝板胶搭接的老化后强度保持率最高,与复合材料本身胶搭接的老化后强度保持率次之,与钛板胶搭接的老化后强度保持率最低,而且破坏模式是胶层拉脱,应尽量不采用此类型胶接。

表 9-8 HT3/HD03 复合材料试片加速老化试验信息表

序号	试验年限段及加速老化时间	试验内容
1	未老化	基准力学性能试验:基本力学性能、典型多向层板性能、拉开强度 1、拉开强度 2 试件各一组,共 149 件
2	模拟 1 年自然环境老化,加速老化 304h	老化后基本力学性能、典型多向层板性能、拉开强度 1、拉开强度 2 试件各一组,共 149 件进行力学性能试验
3	模拟 2 年自然环境老化,加速老化 608h	老化后基本力学性能、典型多向层板性能、拉开强度 1、拉开强度 2 试件各一组,共 149 件进行力学性能试验
4	模拟 3 年自然环境老化,加速老化 912h	老化后基本力学性能、典型多向层板性能、拉开强度 1、拉开强度 2 试件各一组,共 149 件进行力学性能试验
5	模拟 5 年自然环境老化,加速老化 1520h	老化后基本力学性能(无漆和有漆)、典型多向层板性能(无漆和有漆试件各一组)、拉开强度 1、拉开强度 2 试件各一组,共 248 件进行力学性能试验
6	模拟 9 年自然环境老化,加速老化 2740h	老化后基本力学性能(无漆和有漆)、典型多向层板性能(无漆和有漆试件各一组)、拉开强度 1、拉开强度 2 试件各一组,共 248 件进行力学性能试验
7	模拟 11 年自然环境老化,加速老化 3344h	老化后基本力学性能、典型多向层板性能、拉开强度 1、拉开强度 2 试件各一组,共 149 件进行力学性能试验
8	模拟 13 年自然环境老化,加速老化 3952h	老化后基本力学性能(无漆和有漆)、典型多向层板性能(无漆和有漆试件各一组)、拉开强度 1、拉开强度 2 试件各一组,共 248 件进行力学性能试验

表 9-9 HT3/HD03 I 类试件性能保持率结果

性能	0 年	1 年	2 年	3 年	5 年	9 年	11 年	13 年
	%	%	%	%	%	%	%	%
X_t/MPa	100	99.4	98.8	96.9	106.7	96.9	102.5	103.1
E_{1t}/GPa	100	99.3	102.1	100.7	103.4	97.9	100.7	98.6
ν_{12}	100	98.4	101.0	98.1	98.4	99.4	99.0	93.9
Y_t/MPa	100	85.8	69.6	66.0	71.9	56.5	53.7	47.9
E_{2t}/GPa	100	93.4	96.2	97.5	94.6	91.6	93.3	96.6
X_c/MPa	100	98.3	89.7	94.0	99.1	97.4	102.6	86.3
E_{1c}/GPa	100	104.8	101.6	101.6	104.0	102.4	104.8	107.1
Y_c/MPa	100	92.8	86.5	86.5	88.4	83.1	77.8	89.9
E_{2c}/GPa	100	100.9	100.5	99.7	98.2	99.6	98.3	101.2
S/MPa	100	95.5	94.7	97.2	91.0	91.7	88.0	88.0
G_{12}/GPa	100	93.8	93.0	91.2	96.9	89.3	92.6	90.5
τ_s/MPa	100	97.2	92.0	99.0	90.9	94.1	92.7	90.2
τ_b^i/MPa	100	94.3	98.4	95.2	96.6	95.7	87.4	78.7
σ_{xt}/MPa	100	108.2	104.5	101.2	111.2	109.1	107.7	107.0
E_{xt}/GPa	100	99.9	99.2	98.9	99.3	98.5	98.8	99.0
ν_{xy}	100	97.5	101.2	98.8	100.0	99.1	100.0	100.2
σ_{xc}/MPa	100	89.9	96.3	96.8	92.5	93.7	97.5	95.4
E_{xc}/GPa	100	100.2	97.6	100.9	100.9	100.3	99.7	102.0
σ_{br1}/MPa	100	104.1	107.4	112.0	109.5	112.5	114.3	116.1
σ_{br2}/MPa	100	100.5	102.1	100.8	105.9	103.5	108.6	107.5
σ_t/MPa	100	105.7	107.4	106.4	111.0	109.1	111.0	129.1
σ_c/MPa	100	90.5	97.5	100.3	100.6	97.5	102.5	105.6
σ_{LJ1}/MPa	100	94.1	88.9	90.9	82.6	78.4	71.8	69.0
σ_{LJ2}/MPa	100	69.0	57.7	46.1	30.6	18.7	15.8	14.9
σ_{LJ3}/MPa	100	93.5	95.2	100.6	97.0	92.9	91.1	87.5

表 9-10 HT3/HD03II 类试件性能保持率结果

性能	0 年	5 年	9 年	13 年
	%	%	%	%
X_t/MPa	100	99.4	99.4	93.3
E_{1t}/GPa	100	99.3	99.3	95.9
ν_{12}	100	97.8	97.8	93.6
Y_t/MPa	100	64.0	64.0	43.7

(续)

性能	0 年	5 年	9 年	13 年
	%	%	%	%
E_{21}/GPa	100	94.1	94.1	94.7
X_c/MPa	100	88.0	88.0	85.1
E_{1c}/GPa	100	96.0	96.0	97.6
Y_c/MPa	100	77.3	77.3	81.2
E_{2c}/GPa	100	84.6	84.6	88.1
S/MPa	100	92.6	92.6	85.9
G_{12}/GPa	100	92.6	92.6	89.1
τ_s/MPa	100	89.5	89.5	82.5
τ_b^i/MPa	100	92.7	92.7	79.0
σ_{zt}/MPa	100	106.9	106.9	104.4
E_{zt}/GPa	100	97.0	97.0	93.8
v_{xy}	100	100.0	100.0	98.2
σ_{xc}/MPa	100	89.7	89.7	89.6
E_{xc}/GPa	100	92.9	92.9	91.3
σ_{br1}/MPa	100	109.5	109.5	105.4
σ_{br2}/MPa	100	104.8	104.8	100.3
σ_t/MPa	100	104.2	104.2	108.3
σ_c/MPa	100	93.9	93.9	102.5

9.3.6 老化效应预估方法

树脂基复合材料的强度和刚度特性会随着使用时间而产生重大变化,因而在复合材料结构的设计阶段必须研究所选材料体系的长期特性。由于环境的不确定性,以及湿热内应力和外部载荷的耦合,使得理论分析十分困难。一般的研究方法是采用地面自然环境老化、试验室加速老化和随机件老化的试验方法,但这十分费时费钱。这里提供一个预估方法,只需根据试验室短时试验确定的参数,即可预估复合材料的长期效应。

9.3.6.1 物理老化

所谓物理老化,是当聚合物冷却到玻璃化转变温度 T_g 以下时,材料并未达到瞬态热动力平衡,随着时间的推移,其焓和熵趋向他们的假定平衡值,在此期间,力学性能剧烈变化,此变化称为物理老化。在物理老化过程中,材料变得更

刚硬,柔度下降,模量增加。研究表明,连续纤维增强复合材料层板受基体控制的特性,例如剪切和横向响应,受物理老化的严重影响,其影响程度与对纯聚合物的影响类似。

9.3.6.2 聚合物的物理老化

聚合物的柔度随时间的变化可用下式描述:

$$\begin{cases} S(t) = S_0 e^{(t/\tau(t_e))\beta} \\ \tau(t_e) = \tau(t_{\text{eref}})/a_{t_e} \\ a_{t_e} = \left(\frac{t_{\text{eref}}}{t_e}\right)^\mu \\ \mu = -\frac{d\log a_{t_e}}{d\log t_e} \end{cases} \quad (9-3)$$

式中: $S(t)$ —— t 时刻的柔度; S_0 ——初始柔度; t_e ——老化时间; τ ——松弛时间; t ——时间; t_{eref} ——参考老化时间; a_{t_e} ——在老化时间 t_e 时的老化时间漂移因子; β ——形状参数; μ ——漂移速率。

这样,如果已知聚合物的初始柔度 S_0 ,形状参数 β ,漂移速率 μ 及在参考老化时间 t_{eref} 下松弛时间 τ ,即可确定任一老化时间下的柔度变化。

从式(9-3)中可以看出,如果 $t_e > t_{\text{eref}}$,则 $a_{t_e} < 1$;反之 $a_{t_e} > 1$,在 $t_e > t_{\text{eref}}$ 的情况下, t_e 时的松弛时间也大于参考老化时间时的松弛时间($\tau(t_e) > \tau(t_{\text{eref}})$),这说明,在给定的时间内,材料模量较高,即柔度较低($S(t; t_e) < S(t; t_{\text{eref}})$)。

对大多数聚合物来说,如果在接近 T_g 下加载,很可能在较短的时间内老化到平衡,称所需时间为平衡老化时间。

漂移速率 μ 表征材料的受老化影响的程度,在同样的老化时间内, μ 值大,柔度变化小,因此 μ 值可以作为选材的一个参数,应选 μ 值较大的材料。另外试验结果表明,在老化平衡状态下, μ 值出现突变,老化平衡前, $\mu \approx 1$,老化平衡后, $\mu \approx 0.1$,这样,材料的性能就会出现惊人的变化,所以在聚合物基复合材料结构,特别是经受高温的结构设计阶段,一方面要选 μ 值较大的材料,另一方面则避免在整个寿命期间材料达到老化平衡。

9.3.6.3 温度的影响

漂移速率表征材料的老化特征,尽管在一个很大温度范围内 μ 是一个常数,但事实上仍是温度的函数, a_{t_e} 也是温度的函数,一般时间—温度—老化时间漂移因子的关系可表达为:

$$\lg a = \lg a_{t_e} + \lg \overline{a_T} \quad (9-4)$$

式中: $\bar{a}_T$ 是时间—温度漂移因子。它不仅是温度的函数,同时在 T_g 以下时也是老化时间的函数。 $\bar{a}_T$ 和 $\mu(T)$ 之间的关系可表达为

$$\frac{\bar{a}_{T_1/T_2}^{t_{e2}}}{\bar{a}_{T_1/T_2}^{t_{e1}}} = \left(\frac{t_{e2}}{t_{e1}} \right)^{\mu(T_2) - \mu(T_1)} \quad (9-5)$$

式中: $\bar{a}_{T_1/T_2}^{t_{e1}}$ 是在老化时间 t_{e1} 时在 T_1 和 T_2 温度之间的时间温度漂移因子。这样若给出 $\mu(T)$ 的值或表达式以及单一老化时间下的时间—温度漂移因子就可以计算任意老化时间的 $\bar{a}_T$ 值。这样漂移速率 μ 、 a_{te} 和时间温度漂移因子必然是老化时间的函数。

9.3.6.4 单向复合材料层压板的老化

平面应力状态下,单向层压板的柔度可表达为:

$$[\bar{S}] = [T]^{-1} [S] [T] \quad (9-6)$$

式中: $[\bar{S}]$ 称为有效柔度阵; $[S]$ 是纤维坐标系的柔度阵; $[T]$ 为转换矩阵。

应力和应变关系为:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} = [\bar{S}] \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} \quad (9-7)$$

聚合物基复合材料的试验结果表明,仅取横向柔度 S_{22} 和剪切柔度 S_{66} 是与时间—温度相关,并经受物理老化,其值可由(9-4)确定。写成函数形式则为:

$$\begin{cases} S_{22}(t) = f(S_{22}^0, \beta_{22}, \tau_{22}(t_{\text{eref}}), \mu_{22}, t) \\ S_{66}(t) = f(S_{66}^0, \beta_{66}, \tau_{66}(t_{\text{eref}}), \mu_{66}, t) \end{cases} \quad (9-8)$$

以上式可以看出,复合材料单向层合板的横向和剪切柔度可以用四个独立的黏弹性参数来确定,即初始柔度,形状参数,一定参考老化时间下的松弛时间和漂浮移速率。对于给定材料,可以通过试验室短时试验来确定这四个独立参数。

考虑到时间相关性,方程(9-8)可以改写为:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}(t) \\ \varepsilon_{yy}(t) \\ \varepsilon_{xy}(t) \end{bmatrix} = [\bar{s}(t)] \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}, \bar{S}_{ij}(t) = f(\theta, S_{ij}) \quad (9-9)$$

研究表明,0°铺层的柔度随老化时间基本不变化,其他角度铺层都呈增加趋势,其中90°铺层变化最大。

9.3.6.5 层压板的老化

求解物理老化对层压板的影响的方法,首先求出一定老化环境条件下层压板每层自身坐标系下的横向和剪切柔度,然后转换到层压板坐标系下,最后使用层压板理论求解层压板响应。

表9-11 给出了IM7/8320体系横向和剪切柔度,图9-6给出了预估的IM7/8320准各向同性层压板[0/±45/90]。的老化响应,从图中可以看到,即使该板是纤维控制的铺层,在十年期间柔度也变化了8%~10%,对于结构来说,如此大的模量变化是重要的,应该在设计阶段考虑这种可能性。

表9-11 IM7/8320体系横向和剪切柔度

黏弹性参数	S_{22}	S_{66}
μ	0.77	0.93
β	0.416	0.456
τ	$1.19 \times 10^6 \text{ s}$	$4.31 \times 10^5 \text{ s}$
S_0	$750 \times 9^{-9} \text{ Pa}^{-1}$	$1364 \times 10^9 \text{ Pa}^{-1}$
t_{eref}	$3.24 \times 10^4 \text{ s}$	$3.24 \times 10^4 \text{ s}$
弹性参数	$S_{22} = 5.75 \times 9^{-12} \text{ Pa}^{-1} / \text{psi}$	$\nu_{12} = 0.348$

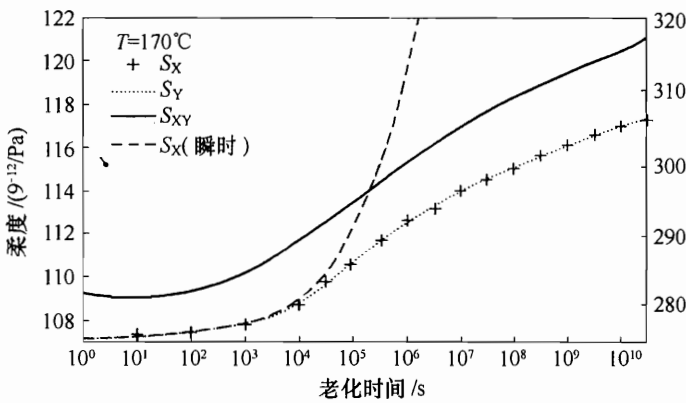


图9-6 预估的IM7/8320体系的老化效应

9.4 加速湿热谱老化对复合材料性能的影响

飞机复合材料结构不仅经受地面环境的影响,还要经受高空低温、低压环境的影响,对于战斗机,还要经受机动飞行引起的热冲击,因此对于飞机复合材料结构必须要考虑地面环境、飞行环境的综合效应,最好的研究方法是将经历了一

定的飞行寿命或飞行起落的关注的复合材料部件更换下来,试验研究老化历程对其强度性能的影响,但代价太大,不宜采用,可以从已到寿命期更换下来的复合材料部件加工成各种标准试件,试验研究老化效应;另一种方法是在飞机上关注的复合材料部位放置伴随件,然后按照不同飞行寿命分批取下伴随件进行试验研究,波音公司采用该研究方法;最方便有效的方法是根据飞行包线或训练大纲,并考虑地面停留环境,编制湿热加速老化谱,波音公司编制了实验室加速老化谱,考虑了低温和低压的影响,国内编制了两个加速老化谱,一个不计高空环境湿度,另一个考虑了环境湿度随高度的变化。并使用这两个加速谱分别对 HT3/5405 和 HT3/QY8911 两种体系的老化效应进行了试验研究。

9.4.1 波音加速老化谱

低温环境会使复合材料及胶黏剂硬化和脆化,并会使浸入夹层结构的水冷凝或结冰膨胀,进而影响材料的性能。20000m 高空环境温度为 -56.5°C ,长期低温环境对于夹层和胶接结构性能有明显影响。

低压会使低密度夹层材料的物理和化学性能发生变化,同时低气压会使热传导降低,这将引起无人机内部装备的过热或过冷。20000m 高空的大气压力仅为地面大气压力的 1/20,如此低的压力会使夹层材料、面板材料及胶黏剂性能发生变化。

波音的加速老化谱如图 9-7 所示,不仅模拟了温度、湿度随飞行高度的变化,而且还模拟了大气压力随高度的变化,共分为 4 个阶段:第 1 阶段 10min,

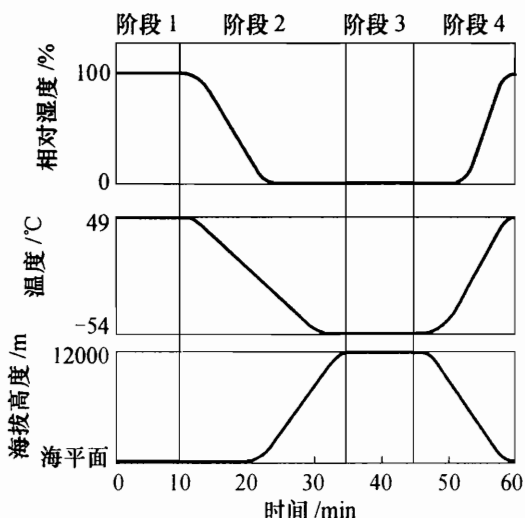


图 9-7 波音公司的加速老化谱

49℃、冷凝相对湿度和标准大气压力,模拟热跑道条件;第2阶段 25min,从第1阶段平稳转变到第3阶段,模拟飞机起飞和爬升到巡航高度, -54℃、0%相对湿度和 12000m 高空压力;第3阶段 10min,模拟巡航;第4阶段 15min,从第3阶段返回到第1阶段,完成 1h 的循环。通过实验室加速试验,得到的结论是:试验室加速老化在预估复合材料的耐久性方面是有用的,对于研究的 5208、5209、934 三种基体材料,为了预估材料的性能变化,通常 6 个月的试验室加速就足够了。

9.4.2 国内编制的一个加速湿热老化谱

飞机飞行中的气动加热将使飞机结构产生热应力。现代军用飞机的飞行高度在 10km 以上,飞行 *Ma* 数大于 2,短期内可加速到最大飞行速度,在结构中造成很大的温度梯度。高空环境相对湿度较小,所以,在考虑热载谱时可不计湿度要求,但要考虑地面湿结构快速机动飞行形成的热冲击。

该谱考虑到大 *Ma* 数 (*Ma*2.0) 飞行,热载谱根据训练大纲,三个阶段共 228 个起落,155h、40min。并假定中空大 *Ma* 数飞行中有 25% 的起落可达最大速度,且每次只飞 3min,温度段最高温度为 125℃,高温为 80℃,不计低温。日历寿命按 30 年计算,飞行寿命为 3000 飞行小时,最高温度的总时间为 159min,高温的时间为 2145min。以 100 飞行小时为一块,最高温度二次冲击的总持续时间为 5.3min,9 次高温环境,每一次 8min,总持续时间为 72min。高温和最高温环境在 4h 内完成,中间有一定的补充吸湿时间。地面停留湿热环境采用 60℃、RH = 95% 的加速吸湿条件。恢复吸湿时间为 20h,代表 1 年日历寿命的影响,以一天为一个循环,其中 20h 的加速吸湿,代表 1 年的自然环境,4h 的加热谱代表 90 飞行小时的热载历程的加速恢复时间,这样 20h 加速吸湿和 4h 的热载谱代表一年的湿热环境和 100 个飞行小时的热载的综合影响。加速湿热/热载谱如图 9-8 所示。

利用此谱试验研究了材料体系 HT3/5405 层压板吸湿性能、无损拉伸、带孔拉伸和冲击后压缩(CAI)等强度性能的影响。试件的铺层 [45/0/ -45/0/45/90/ -45/0/45/0/ -45]。纤维体积含为 60%,试件类型及尺寸如表 9-12 所列。

表 9-12 试件类型及尺寸(孔为中心孔 $\phi = 6.35\text{mm}$)

试件类型	I 型	II 型	III 型
试件名称	标准拉伸试件	标准带孔拉伸试件	标准压缩试件
尺寸/(mm × mm × mm)	230 × 25 × 2.5	230 × 38 × 2.5	150 × 100 × 2.5
数量	20	20	10
编号	101 ~ 120	201 ~ 220	301 ~ 310

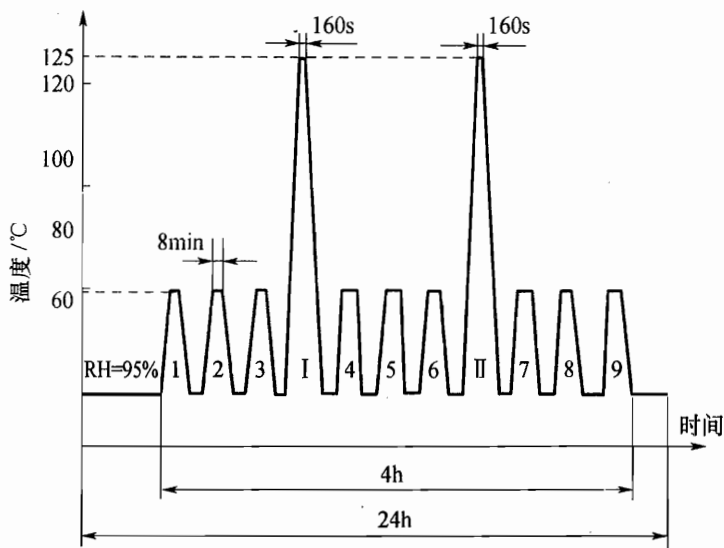


图 9-8 加速湿热/热载谱

对于设计的试件铺层,根据可选择性准则确定的冲击能量为 15J,使用直径为 12.7mm 钢质半圆形冲头的落锤式冲击装置引入 15J 能量的冲击损伤。已有的研究成果表明,循环前冲击比循环后冲击引起更大压缩强降,因此,选择在湿热循环前引入冲击损伤。

表 9-13 和表 9-14 给出了试验综合结果,可以看到:

(1) 各类试件的吸湿量初期呈线性增加,但在湿热/热载谱作用下,试件经受吸湿/干燥/再吸湿/再干燥的循环环境过程,另外裸露试件在高温环境作用下高分子基体材料会产生挥发现象,所以试件的质量在上述综合因素作用下,吸湿量呈现上升、下降、上升复杂的趋势,但循环后的吸湿量均小于平衡吸湿量,含冲击损伤层压板的吸湿量较大,最大吸湿量为 1.03%,循环后吸湿量为 0.65%。

(2) 循环后模量下降了 1.3%,拉伸强度下降了 7.6%,即湿热循环后拉伸强度保持率为 92.4%,破坏应变下降了 6.3%,可以认为,湿热循环对无损层板性能的影响量级在 10% 以内,破坏模式没有变化。

(3) 带孔试件在湿热循环后,孔边缘未出现损伤,其拉伸破坏模式均是从孔截面破坏。湿热循环后模量下降了 3.8%,强度下降了 13.6%,即强度保持率为 86.4%,破坏应变 $\varepsilon_f = 5579 \mu\varepsilon$,下降了 10.4%。湿热循环使带孔板的性能普遍下降,且下降幅度在 15% 左右。

(4) 湿热循环对无损层板的强度影响较小,模量下降了 3.4%,强度下降了 6.6%,即强度保持率为 93.4%,破坏应变下降了 4.0%。老化对 CAI 强度影响

严重,湿热循环后,CAI 强度的保持率仅为 79.1%。无损检测表明,湿热循环后损伤区仅有少许扩展或不扩展,湿热内应力还未达到引起损伤扩展的量级。湿热循环对破坏模式没有大的影响。含冲击损伤层板的破坏是已分层部分失稳破坏。

表 9-13 湿热循环后模量、强度和破坏应变的保持率

受载状态	试 验 构 形	特 性		
		模量保持率/%	强度保持率/%	破坏应变保持率/%
平板拉伸	标准拉伸试件	99.7	92.4	93.5
带孔板拉伸	标准带孔拉伸试件	96.2	86.4	89.6
无损板压缩	标准压缩试件	96.6	93.4	96.0
15J 冲击压缩	标准压缩试件	96.5	79.1	

表 9-14 各类试件吸湿量变化

吸湿时间/h	I 型试件吸湿量/%	II 型试件吸湿量/%	III 型试件吸湿量/%
0	0.0	0.0	0.0
15.5	0.647	0.478	1.030
18.5	0.841	0.708	0.867
31.0	0.437	0.365	0.517
41.0	0.441	0.389	0.412
45.2	0.268	0.329	0.597
55.9	0.425	0.576	0.650

9.4.3 国内编制的另一个加速湿热老化谱

一般战斗机的设计寿命是 5000 飞行小时,日历寿命 20 年~25 年,完全模拟飞行顺序的载荷/环境历程是最可信的,却是不现实的。通过对实际的温度/湿度—时间历程进行加速而得到加速湿热老化谱,这样不仅可以很快积累大量的可比数据,缩短研制周期,节省试验费用,也可以很容易解释和评定单个试验结果。根据我国的飞行环境和在役在研机种的飞行任务,编制加速湿热老化谱并进行了检验以供设计使用。

9.4.3.1 编制依据

根据歼击机的典型任务剖面和设计寿命 5000 飞行小时、日历寿命 20 年的要求而编制。

9.4.3.2 编制要求和原则

(1) 保证加速试验与实时历程产生相同或保守的复合材料的降质和剩余强度。

(2) 较为合理地反映飞机使用环境(包括地面和飞行环境)。

(3) 长期高温环境对复合材料性能有较大影响,谱中要反映气动加热引起的热冲击的影响。

(4) 尽可能压缩模拟地面停留的时间,要求用近似 1 年的加速试验来模拟 20 年的环境。

(5) 所用加速条件不应使复合材料性能造成有别于实际环境影响的附加影响,对于 BMI 材料体系,取 70℃ 为宜。

9.4.3.3 飞行温度、湿度剖面及模拟

在加速谱中应包括经受高载的复合材料结构部位的温度剖面,以及复合材料结构可能受到的高温环境,因为该温度可能接近湿树脂的玻璃化转变温度,而且高温还降低了树脂基体支撑纤维抗压缩屈曲的能力和纤维传递载荷的能力。低温环境也应该考虑,但其影响不大,为了节约时间和经费在谱中不计低温环境。

各飞行任务都用地面滑跑、爬升、空中飞行和下滑四个过程来描述,选择出有代表性的严重的温度和湿度剖面。具体编制原则为:

(1) 滑跑: Ma 为 0.6, $T = 20^\circ\text{C} \sim 30^\circ\text{C}$; Ma 为 0.6 ~ 0.95, $T = 60^\circ\text{C}$; Ma 为 1.8, $T = 110^\circ\text{C}$; $Ma \geq 2.0$, $T = 125^\circ\text{C}$ 。

(2) 地面: $Ma < 0.6$, 环境湿度 RH 为 95%; Ma 为 0.6 ~ 0.8 (飞行高度为 0 ~ 5km), 环境湿度 RH 为 50%; Ma 为 0.8 ~ 1.8 (飞行高度为 11km ~ 15km), 环境湿度 RH 为 0%。

(3) 不计压力的变化,即不进行压力变化的模拟。

(4) 对称性假设。假设飞机起飞滑跑→爬升→空中飞行→下滑→着陆滑跑,这一过程存在一时间对称轴,如图 9-9 所示。

(5) 将全部飞行时间按图 9-9 排列,然后将各飞行特性(Ma 数、温度、湿度)按一定的飞行次数等幅循环,其原则是高温飞行时间和升温、降温时间尽可能接近真实飞行情况;

(6) Ma 为 0 ~ 0.6 范围内和地面停留时间一样进行加速,以缩短试验周期。

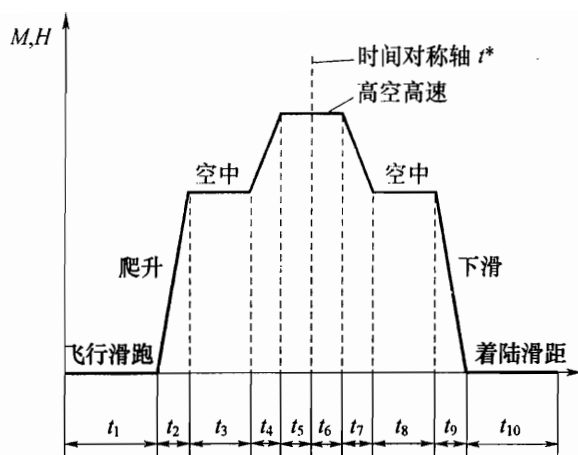


图 9-9 对称性假设

9.4.3.4 地面停留加速

假设飞机停留地面时是在户外存放,这样得到的结果偏于安全,考虑了户外大气温度、湿度环境及太阳辐射的影响。机场温度、湿度取广州和北京各停放一半时间,加速环境取 70°C , $\text{RH} = 95\%$,这样用 14 天加速即可模拟 1 年的地面停放。

9.4.3.5 湿热加速老化谱的编制

战斗机一般飞行寿命只占整个寿命的 3% 左右,所以在老化谱编制中充分考虑了飞行间隔的补充吸湿和最大限度的加速,对上升、下滑及高速飞行则进行了真实模拟,编制结果如表 9-15 所列和图 9-10 所示。以 1 天为一个循环,共进行 268 天的试验室加速试验,即模拟了战斗机复合材料结构 20 年日历寿命和 5000 飞行小时的湿热历程。

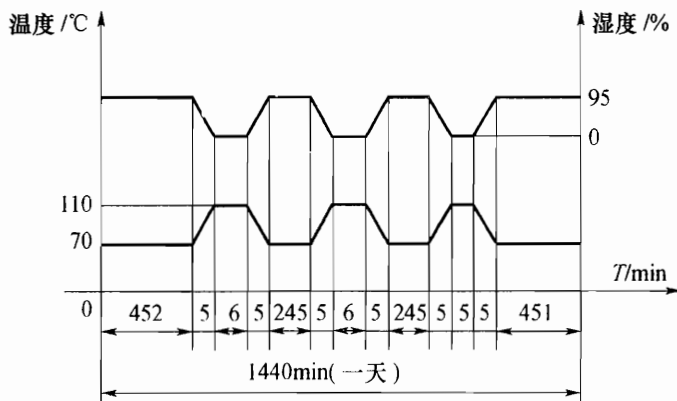


图 9-10 加速湿热老化谱

表 9-15 加速湿热老化谱

	温度谱		湿度谱		备 注
	t_i 值/min	温度 $T/^\circ\text{C}$	t_i 值/min	相对湿度 RH/(%)	
t_1	452	70	450	95	“2 + 5”表示在 2min 钟内湿度从 RH = 95% 降到 RH = 50% RH,接着在 5min 钟内湿度从 RH = 50% 降到 0; 最高温度: + 110 $^\circ\text{C}$;最低温度: + 70 $^\circ\text{C}$;最大湿度: RH = 95% RH; 最小湿度: RH = 0%; 升降温速率: 8.0 $^\circ\text{C}/\text{min}$
t_2	5	70 ~ 110	2 + 5	95 ~ 50 ~ 0	
t_3	6	110	6	0	
t_4	5	110 ~ 70	5	0 ~ 95	
t_5	245	70	243	95	
t_6	5	70 ~ 110	2 + 5	95 ~ 50 ~ 0	
t_7	6	110	6	0	
t_8	5	110 ~ 70	5	0 ~ 95	
t_9	245	70	243	95	
t_{10}	5	70 ~ 110	2 + 5	95 ~ 50 ~ 0	
t_{11}	5	110	5	0	
t_{12}	5	110 ~ 70	5	0 ~ 95	
t_{13}	451	70	451	95	

9.4.3.6 加速湿热老化谱试验及结果

试验研究了 HT3/QY8911 材料体系的老化效应,受力形式和状态包括层压板的拉、压、弯、剪、胶接、层间拉剪、单钉连接及蜂窝夹层结构的拉、压、弯、剪等内容。对于层压板是先加工成标准试件后进行加速试验,而对于蜂窝夹层结构先将四周密封进行老化试验后,加工成标准试验件。有效试件共 312 件。

常温条件的基准试验按标准试验方法进行,试验结果与手册给出的值相差不大,结果是可信和可靠的。根据标准湿热老化谱进行的研究结果,可以得出以下几点看法。

- (1) 老化不仅不会降低层压板的拉伸强度,反而会使其有所提高。
- (2) 老化对层压板的压缩强度有明显影响。
- (3) 老化对层压板的层间剪切强度有较严重影响。
- (4) 老化对层压板单钉连接的挤压强度有较大影响,影响量级在 15% 左右。

(5) 老化对蜂窝夹层的性能影响不明显,除面板模量下降外,其他性能均无大的变化。

9.4.4 自然老化、加速自然老化和湿热谱老化的关系及推荐建议

研究三者的关系是为了针对不同类型的飞机复合材料结构给出既反映实时历程又方便简单的研究老化效应的最佳方法。根据国内外目前的研究成果,给出以下推荐建议。

(1) 对于军机复合材料结构,可以把图 9-10 的谱作为标准加速老化谱,即用 1 年左右的时间模拟 5000 飞行小时和 20 年日历寿命的真实历程,热冲击最高温度可以根据具体型号而定(Ma 为 2.0, $T=110^{\circ}\text{C}$; Ma 为 2.2, $T=125^{\circ}\text{C}$)。

(2) 一般来说,只有复合材料层压板的压缩、层间剪切和 CAI 强度对湿热老化敏感,因此在设计时可仅对所选材料的这几种性能进行试验,特别要进行老化后的使用温度下的剩余强度试验。

(3) 老化对蜂窝夹层结构的面板性能有一定的影响,只要面板无损伤和四周密封,老化对其他性能无明显影响,可以不考虑老化的影响。

(4) 只要防护涂层完好,紫外线、雨蚀等对复合材料性能无明显影响,可以不予考虑。

(5) 低温和压力变化的影响也不大,为节省费用,也可以不予考虑。

9.5 腐 蚀 老 化

复合材料结构在使用中除经受湿热老化降质外,腐蚀性液体(燃油、液压油、防冻液等)、紫外线辐射、风化、砂蚀等因素都可能引起复合材料不可逆的老化或退化,暴风雨可能引起雨蚀。另外,复合材料是高电位材料,当与低电位材料相接时可能会出现电偶腐蚀。复合材料与金属材料比较有优异的抗腐蚀能力,复合材料对这类腐蚀性流体不敏感,可以不考虑;只要采取适当的防腐措施就可以满足要求。

9.5.1 环境介质的腐蚀

树脂基体的腐蚀可分为物理腐蚀和化学腐蚀。前者通常是指腐蚀介质扩散或经吸收而进入基体内部,导致聚合物性能的改变。化学腐蚀是指介质与基体发生化学反应,如降解或生成新化合物等,从而改变了原来的性质。表 9-16 列出了常用热固性树脂耐化学腐蚀的一般性能。一些强氧化介质,如硫酸、浓硝酸等对一些树脂有较严重的腐蚀作用,强碱也会分解或浸蚀一些树脂。

表 9-16 常用热固性树脂耐化学腐蚀性能

树脂 介质	酚 醛	聚 酯	环氧(胺固化)	环氧(酸酐固化)
弱酸	轻微腐蚀	轻微腐蚀	无腐蚀	无腐蚀
强酸	被浸蚀	被浸蚀	被浸蚀	轻微腐蚀
弱碱	轻微腐蚀	轻微腐蚀	无腐蚀	轻微腐蚀
强碱	分解	分解	轻微腐蚀	被浸蚀
溶剂	被某些溶剂浸蚀	被浸蚀	耐蚀	耐蚀

尽管增强材料处于基体的包围之中而未与介质直接接触,但是各种介质一旦渗过树脂层,就将与增强材料作用,介质侵入复合材料的途径一是通过工艺工程中形成的气泡及应力作用下破坏而形成的串通通道。二是树脂内存在的杂质遇介质后溶解产生渗透压,进而形成微裂纹,使介质渗入。三是介质沿界面渗入,因树脂很难渗透每根纤维之间的间隙,形成很多直通的毛细管,对无缺陷的复合材料表面,介质虽不能大量浸入,但对水或其他一些有很强吸附、渗透和扩散能力的液体介质,仍能进入树脂层,使纤维与基体的粘接劣化,并增加了微裂纹。

复合材料腐蚀破坏时,常伴有纤维与树脂间的脱粘现象,界面的腐蚀占有重要地位。介质通过各种渠道聚集在界面处,使树脂溶胀,界面产生横向拉伸应力。也从界面析出可溶性物质,在局部地区形成浓度差,产生渗透压。同时介质与界面物质也发生化学反映,破坏其化学结构,使粘接劣化。当这些综合作用大于界面粘接能力时,就出现脱粘破坏。

载荷和腐蚀介质的共同作用,会加快材料腐蚀破坏的进程,称为应力腐蚀或腐蚀疲劳。复合材料应力腐蚀开裂与基体的局部增塑有关,介质渗入基体表面的薄弱部位后,产生局部增塑作用,在应力作用下增塑部位局部取向,形成较多的银纹。当介质进一步浸入,使银纹末端应力集中处进一步增塑,链段更易取向、解缠,银纹逐渐发展、汇合后终至开裂。诸因素的综合作用,加速了开裂进展。在此过程中,外力是引起开裂的决定因素,而腐蚀介质及交变应力的共同作用,加速了破坏过程。

9.5.2 紫外线辐射与防护

太阳辐射产生直接加热和温度梯度,这会使复合材料,特别是胶黏剂的性能下降,辐射强度的变化可以导致严重的内应力或破坏结构的完整性,并会使复合材料结构表面的防紫外线涂层或雷达吸波材料起泡、剥落和分层。紫外线辐射引起损伤是一个非常缓慢的过程,只要结构表面的防护涂层完好,可以不计此类

损伤。表面涂层脱落时,重新涂层即可。喷涂最适宜采用丙烯酸盐漆,如果使用清漆,应使用适当的紫外线吸收器。漆的颜色以浅色为好。如果没有防护涂层,将会对层压板性能产生影响。MBB 公司试验研究了紫外线辐射对单向层压板模量的影响,结果表明,试件在 12.260 ~ 40.866 当量太阳小时照射下,拉伸刚度下降大约 6% ~ 10% (图 9-11),在 17.800 或 22.800 当量太阳小时照射下,弯曲模量下降 12.5% 或 28.0% (图 9-12)。

国内研究了带防护涂层的层压板胶接结构蜂窝夹层结构在地面太阳辐射下的影响,结果表明,只要防护涂层完好,地面的辐射强度不会引起复合材料性能的严重降低。但在 20000m 高空是强紫外线辐射,辐射强度大约是地面的 8 倍,需要开展这方面的研究。

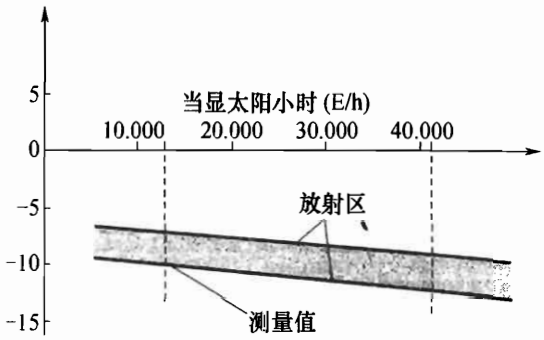


图 9-11 紫外线辐射对单向层压板拉伸刚度的影响

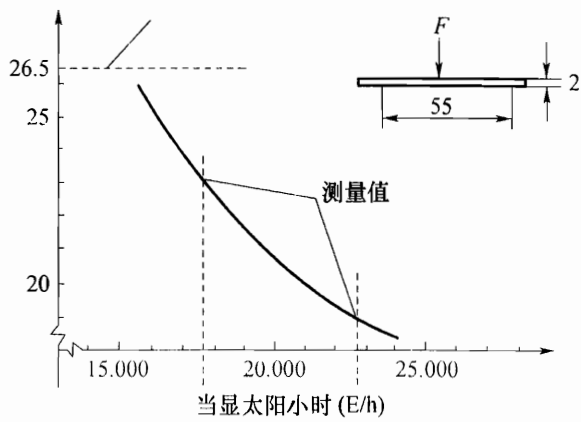


图 9-12 紫外线辐射对单向层压板弯曲模量的影响

9.5.3 风化、砂蚀和雨蚀与防护

风化、砂蚀和雨蚀引起损伤也是一个很缓慢的过程,只要在结构表面喷涂防

雨蚀防护漆,就可克服它们的影响。Dornier 公司对雨水腐蚀的原因和防雨水腐蚀措施进行了研究,结果表明,雨水冲击时形成的压力脉冲和射流是造成雨蚀的物理原因,影响雨蚀的主要因素有雨滴冲击射角、雨滴参数(如雨滴大小、雨滴速度等)。当雨滴入射角为 90° ,雨滴冲击速度大于 200m/s 时,复合材料结构表面一定要有防雨蚀保护,除了保护雨蚀涂层外,设计时应使部件的布局在尽可能小的角度下被雨水冲击。防雨蚀涂层可以采用防蚀漆、金属防护涂层和陶瓷保护层。

9.5.4 复合材料与金属的电偶腐蚀

电位不同的两种材料连接并与电解液接触时,会引起电位较低材料的加速腐蚀,称为电偶腐蚀。碳具有较好的导电性并具有较高的电位。碳纤维复合材料在一般环境中呈惰性,显示贵金属的特性,电位较高,在与金属材料连接时,几乎都起阴极作用,加速金属的腐蚀。碳纤维复合材料与大部分金属的电位差在 $0.5\text{V} \sim 1.0\text{V}$ 之间,有些高达 $1\text{V} \sim 2\text{V}$ 。因此需要在金属和复合材料偶联区采取防电偶腐蚀措施。电偶腐蚀的发生需存在三个条件:电位差、电解质和导电联结。防护也应从这三个方面着手。

9.6 老化对复合材料寿命影响的评定技术

从 20 世纪 90 年代开始,为了保证所设计的或被修理的复合材料结构能够安全地长期使用,复合材料结构的耐久性问题引起了复合材料科技界和工业界的极大关注。从 1993 年开始,每隔两年举行一次关于复合材料耐久性的国际会议(DURACOSYS)。

近几十年来,国际学术界对纤维增强复合材料单向层压板的疲劳寿命和破坏预计方法开展了一些试验和理论研究,提出了一些经验的预计方法和基于不同损伤机理的预计模型,这些预计模型包括剩余强度模型、剩余寿命模型和刚度退化模型。然而,由于对试验的要求很高,这些模型只能用于某些特定的条件,难于在工程中应用。

当前复合材料已代替金属材料用于飞机主承力结构,设计应变大大提高,静力覆盖疲劳的概念已不适用,但定量分析耐久性方面的困难阻碍了复合材料更为广泛的应用以及其潜力的发掘。需要建立简单实用的复合材料结构耐久性工程预估分析方法。以便为复合材料结构选材、选型、确定许用应变、强度和寿命分析提供依据。

基本思路是根据材料的基本耐久性试验数据库,使用加速试验方法和应变

不变量失效理论来评估复杂受力状态下的复合材料结构的耐久性。加速试验方法是基于时间/温度叠加原理,允许快速生成适用于广泛温度范围和失效时间的静力、蠕变、疲劳强度。然后应用应变不变量失效理论来评定复合材料及其结构的耐久性,该理论使用精细有限元分析或试验实际检测的应变和简单的失效准则来评定耐久性。

9.6.1 加速试验方法

加速试验方法(Accelerated Testing Methodology, ATM)是预估复合材料耐久性的系统方法,其耐久性与温度和剩余的失效时间相关。图 9-13 是该方法的基本框图,它基于下述的四个假设。

- (1) 对于常应变速率、蠕变和疲劳载荷有相同的失效机理。
- (2) 对于常应变速率、蠕变和疲劳强度有相同的时间/温度叠加。
- (3) 对于单调载荷,适用线性累积损伤定律。
- (4) 疲劳强度与应力比线性相关。

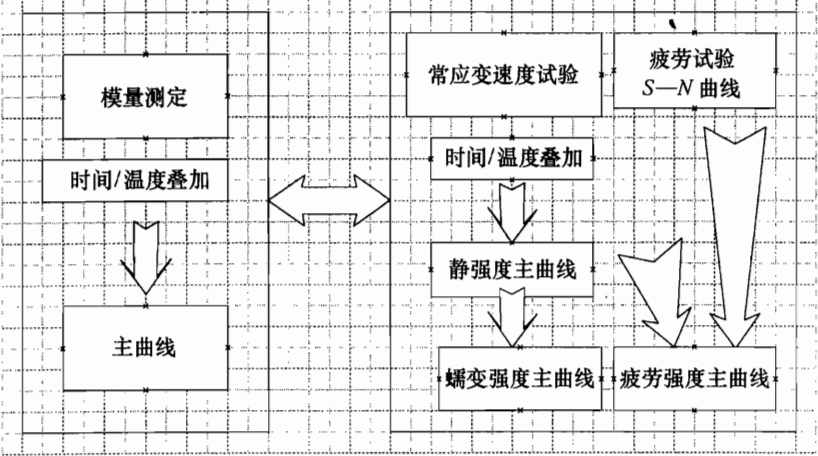


图 9-13 ATM 框图

时间/温度叠加应用于常应变速率(CRS)试验测定的强度,在几个不同的应变速率下完成 CRS 试验,并在几个温度下一系列试验:即在低于和高于玻璃化转变温度下进行试验。根据试验测量,静强度可以表示为温度和剩余的失效时间的函数,时间/温度叠加原理假设时间和温度的影响之间存在一种联系,并可以用一个称为减少的剩余失效时间的单一参数来描述。这等效于强度曲线沿水平轴移动,这样所有的曲线互相重叠并形成一条光滑的曲线,称为主曲线。可以用这条主曲线预计广泛温度范围和剩余失效时间的静强度。这样就可以依据高温下的短时试验的结果来预计长期强度,在对数坐标系下的水平移动量称为

漂移因子,它可以用于定义温度和剩余的失效时间之间的关系。

图 9-14 是碳/环氧复合材料层板弯曲强度的主曲线,左边是测量的静强度,它是温度和剩余的失效时间的函数,这些曲线水平移动就形成图中右边所示的主曲线。

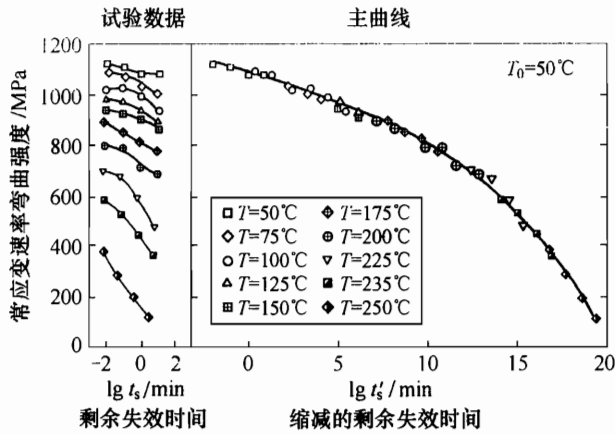


图 9-14 碳/环氧复合材料层板弯曲静强度的主曲线

在生成静强度主曲线之后,可以利用此主曲线和漂移因子来评估材料的蠕变疲劳强度。根据线性累积损伤定律,使用静力和蠕变强度之间的关系,从静力主曲线生成蠕变强度主曲线,图 9-15 是碳/环氧复合材料层板的静强度和蠕变寿命主曲线,左边是一系列短时的 CRS 试验的测量曲线,而生成蠕变主曲线不需要任何消耗时间的试验。

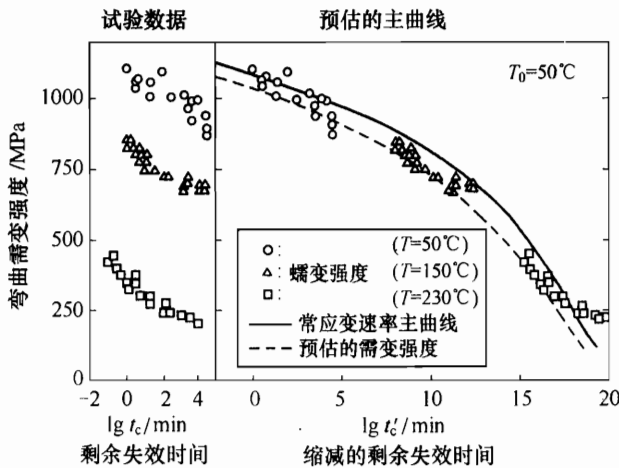


图 9-15 在碳/环氧复合材料层板蠕变强度的主曲线

为了生成疲劳强度主曲线,需要完成高温下的常规疲劳试验,在常规的 $S-N$ 曲线方法中,使用 $S-N$ 曲线来预计不同加载频率的实际载荷下的耐久性,这对复合材料不适用,因为 $S-N$ 曲线与剩余的失效时间强烈相关,因此要使用时间/温度叠加处理温度和频率,而这又与剩余的失效时间有关。图 9-16 是碳/环氧复合材料层板的疲劳强度主曲线,虚线是高温下的 $S-N$ 曲线,按照前面确定的漂移因子水平移动,疲劳强度是剩余的失效循环和剩余的失效时间的函数,对于给定的剩余失效循环,将疲劳曲线表征为剩余失效时间的函数,另外,疲劳曲线也可以绘制成不同加载频率下的一组 $S-N$ 曲线,在此过程中,将高频、高温下的短时试验和低频、常温下的长时试验联系起来,例如用高温下大于 1Hz 加载频率的疲劳试验来预计每天加载一次而长达 40 年的材料的疲劳寿命。这是加速试验方法的一个重要特征,它完全可以处理与时间相关的疲劳强度。在大多数试验情况下,疲劳强度是剩余的失效循环和剩余的失效时间的函数,在某些情况下仅是剩余的失效时间的函数,这表明复合材料不能像金属那样可以简单地施加高频循环载荷。

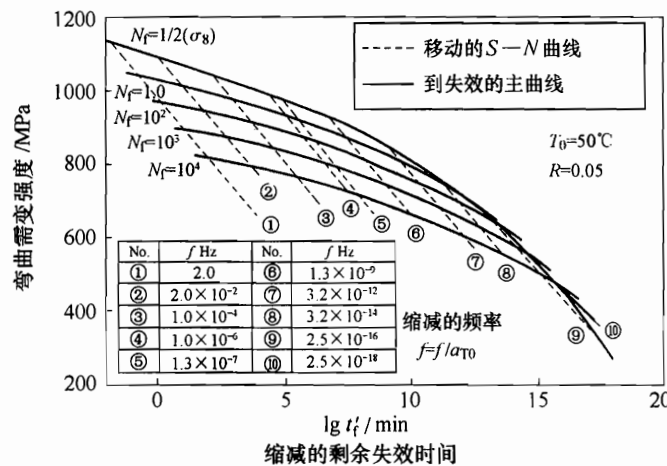


图 9-16 碳/环氧复合材料层板弯曲疲劳强度的主曲线

9.6.2 应变不变量失效理论

应变不变量失效理论 (SIFT) 就是使用详细的有限元分析和简单的失效准则来评定复杂受力状态下的复合材料结构的强度。也可使用实际测量的应变作为分析的基础,如应变片和光纤光栅测量的应变。

SIFT 是最近发展的一个复合材料失效理论,它主要关注复合材料内部和复合材料整体化结构(共固化/共胶接等)内部的初始损伤,

与大多数脆性金属材料不同,膨胀变形可以影响聚合物的破坏,可以用

V. Mises-Hencky理论构建脆性金属材料的双轴失效包线(最大形变能准则),试验表明,聚合物的双轴失效包线不是脆性金属材料那样的椭圆,聚合物的双轴失效包线如图9-17所示。用体积应变不变量评定临界体积膨胀性能,而用第一应变不变量和等效应变来评定临界形变特性。

$$\varepsilon_{\text{体积}} = J_1 + J_2 + J_3 \approx J_1 \quad (9-10)$$

式中: $J_1 = \varepsilon_1 + \varepsilon_2 + \varepsilon_3$; $J_2 = \varepsilon_1 \varepsilon_2 + \varepsilon_1 \varepsilon_3 + \varepsilon_2 \varepsilon_3$; $J_3 = \varepsilon_1 \varepsilon_2 \varepsilon_3$ 。

$$\varepsilon_{\text{等效}} = \left(\frac{1}{2} [(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)^2 + (\varepsilon_1 - \varepsilon_3)^2 + (\varepsilon_2 - \varepsilon_3)^2] \right)^{1/2} \quad (9-11)$$

失效判据是:

$$\begin{aligned} J_1 &\geq J_1^{\text{临界}} \\ \varepsilon_{\text{V. Mises}}^{\text{基体}} &\geq (\varepsilon_{\text{V. Mises}}^{\text{基体}})^{\text{临界}} \\ \varepsilon_{\text{V. Mises}}^{\text{纤维}} &\geq (\varepsilon_{\text{V. Mises}}^{\text{纤维}})^{\text{临界}} \end{aligned} \quad (9-12)$$

SIFT可以扩展到预估复合材料及其结构的蠕变和疲劳强度。方程(9-10)包括了三个应变不变量,但第一应变不变量的贡献最大,其他两个可以忽略不计。

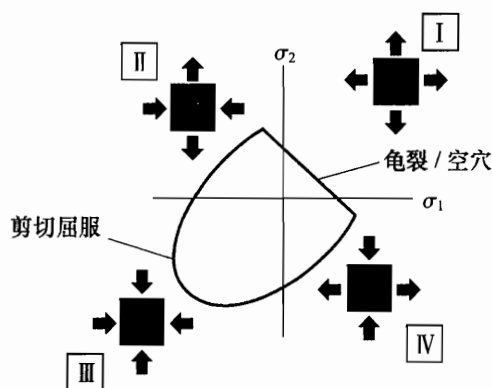


图9-17 典型的聚合物失效包线

我们把剪应变等于零的面叫做主平面,主平面的法线方向叫做主应变方向。主平面上的正应变就是主应变。

9.6.3 复合材料老化降质的影响

复合材料及其结构长期曝露在实际的使用环境中所引起的材料降质可能大大降低其完整性,高温下的氧化是一个不可逆过程并改变材料性能,如果复合材料中没有裂纹,可以认为吸湿是一个可逆过程,反之就是不可逆过程。其他化学制剂的影响与这两类影响类似。

为了在材料筛选中考材料降质的影响,必须进行下述几个方面的理论和试验研究。

- (1) 老化对复合材料基本性能的影响。
- (2) 老化对时间/温度叠加的影响。
- (3) 时间和老化时间的叠加。
- (4) 吸湿对复合材料基本性能的影响。
- (5) 吸湿对时间/温度叠加的影响。
- (6) 时间、温度、吸湿和氧化的叠加。
- (7) 其他化学制剂的影响。

要通过大量的试验来测定苛刻环境条件对材料耐久性的影响,特别是温度和老化对模量、强度和剩余强度的影响。

关于氧化引起的材料老化,可以将老化时间/时间叠加原理应用于松弛模量,并可应用于加速老化试验或预估某一给定时间的材料松弛模量。另外要求评定老化时间/时间关系是否可以应用于材料强度,研究表明,时间/温度叠加对横向的蠕变柔度和强度是适用的,而且两个漂移因子是相同的,这样一来就可以进一步加速筛选试验,研究也表明,氧化的影响与纤维和树脂的微观力学性能有关。

关于吸湿的影响,可以应用吸湿/老化时间叠加,氧化和吸湿对模量和强度有相似的影响。对玻璃纤维/环氧和碳纤维/环氧复合材料层板在干燥、浸湿和浸湿/再干燥环境条件下进行的试验结果表明,时间/温度叠加原理对每一种环境分别都是适用的,但综合叠加是否适用有待进一步试验验证。

9.6.4 剩余强度

所谓材料的耐久性就是在长期加载情况下的材料寿命,在加速试验方法中,剩余强度不只是材料在某一损伤水平下的静强度,因为它考虑了静强度的时间相关性,剩余强度可以用一个简单的方程同静强度联系起来。

9.6.5 复合材料结构寿命预估

将由 ATM 生成的材料耐久性数据库和使用 SIFT 的与时间和温度相关的失效分析联合起来就可以预估复合材料结构的寿命。

针对复合材料结构的各种参数变化进行耐久性试验是不可能的,传统的处理方法是限制参数组合的数目,一般仅考虑诸如厚度和宽度等简单的参数。使用 ATM 生成的材料耐久性数据库和使用 SIFT 的与时间/温度相关的失效分析联合起来就可以解决这个问题,并可评定这些参数对整体结构耐久性的影响。

由于 SIFT 原本是用于静力失效分析,将 ATM 和 SIFT 联合就需要一些特殊的考虑,与时间和温度相关的黏弹性分析与加载历程有关,这说明要用材料已经经历过的加载历程确定目前的状态。对弹性材料,弹性变形仅依赖于当前施加的载荷,而对黏弹性材料,变形将依赖于材料从开始加载以来所经历的过程。

进行蠕变分析,需要蠕变模量和蠕变强度,可以从蠕变柔度计算蠕变模量,蠕变柔度是单位应力下与时间相关的变形,可以使用时间/温度叠加生成长期的蠕变柔度,使用 ATM 预估长期蠕变强度。包含加载历程的蠕变模量和蠕变强度可以像静力模量和强度那样应用,这称为对应原理。使用该理论,可以使用蠕变模量解析一定期限的蠕变载荷和温度之后的结构内部的应力和应变状态。然后与测量的或预估的蠕变强度比较,进行抽点分析。

在 ATM 和 SIFT 联合分析框架中,首先要找出蠕变载荷下应变不变量的临界值,然后利用测量的或预估的复合材料单层或层板的蠕变柔度和强度,完成几种条件下的抽点分析以获取与时间和温度相关的应变不变量的临界值。一旦得到了该临界值,就可以预估任意给定时间和任意给定温度下的蠕变寿命。但应注意,时间/温度叠加假设在实际加载其间不出现材料降质。

预估复合材料结构的疲劳寿命不能直接应用前述的对应原理,但可以应用类似的方法。得到材料在一定数目的疲劳循环和持续加载时间之后的模量和强度,使用抽点分析就可以合理地预估材料的疲劳强度,与蠕变柔度不同,疲劳柔度不能直接测量,需要使用黏弹性方程计算疲劳柔度或用下述方法近似计算。

(1) 假设疲劳模量为常值,即假设每一个循环之后卸载,材料将恢复到最初的状态而没有降质,或者说疲劳加载不引起模量下降,实际上模量会随着循环的增加而出现一些变化。

(2) 使用最大应力水平下的柔度,这对变形可能是保守的,但对强度并不保守。

(3) 求出模量和柔度值。

测量或预估材料在循环疲劳载荷下的疲劳寿命,要包括加载历程,尽可能是使用载荷历程,并要求最大应力、应力比和加载频率必须匹配,通过使用 ATM 可以达此目的,因为 ATM 可以预估范围广泛加载条件下的疲劳寿命。

首先要根据复合材料单层或层板的基本试验结果,计算使用载荷下的临界应变不变量,一旦获得了该临界值,就可以预估复合材料结构的疲劳寿命。对每一个最大应力、应力比和疲劳加载频率,临界应变不变量是不同的,但它们之间可能存在某种关系。图 9-18 是使用 Robinson 线性累积损伤定律预估复合材料结构寿命的基本框图。

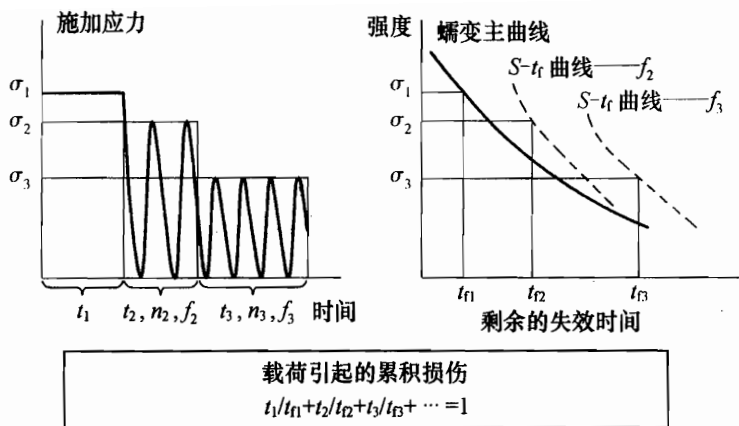


图 9-18 复合材料结构寿命预估框图

9.7 复合材料的老化防护与控制

9.7.1 湿热老化的防护与控制

复合材料制件使用防护涂层,不但能获得良好的装饰性外观,更重要的是可以减缓材料的吸湿和老化过程。在前缘迎风部位使用耐磨涂料,可抵御破坏性很大的砂蚀和雨蚀。在内表面可以隔离基体与金属的直接接触,避免产生电偶腐蚀。还可起伪装等特殊作用。根据碳纤维复合材料构件对防护涂层的要求,用于制件不同部位的涂层系统主要有:

- (1) 制件的内表面和端面采用由底漆组成防护涂层系统。
- (2) 一般外表面采用由底漆、腻子、过渡底漆和面漆组成的装饰性防护涂层系统。
- (3) 前缘迎风面采用由底漆、弹性耐磨涂料和面漆组成的耐磨抗冲刷防护涂层系统。
- (4) 垂直面或其他有防静电要求的表面采用由底漆、抗静电涂料或抗静电弹性涂料组成的抗静电防护涂层系统。
- (5) 油箱内壁用由底漆、抗静电耐油涂料组成的抗静电防护涂层系统。
- (6) 油箱外壁用由底漆、导电层和面漆组成的导电防护涂层系统。

目前广泛使用的涂料主要有环氧类涂料和聚氨酯类涂料。环氧树脂涂料特点是附着力强,收缩性小,耐介质性好,韧性及稳定性高,能与多种面漆配套使用。但由于该涂料成膜后保光性差,易粉化,因此多用作底漆,是目前广泛使用的漆种。聚氨酯类涂料品种多,性能优异,附着力强,硬度高,漆膜光亮丰满,有优良的耐油

性、耐热性、耐湿性、耐磨性和耐化学性,是航空工业用涂料的重要品种之一。

飞机复合材料结构常用涂料和涂层系统见表9-17和表9-18。

表9-17 复合材料常用涂料

序号	涂层系统	干燥规范		涂层厚度		涂层特性	使用部位
		$T/^{\circ}\text{C}$	t/h	单层/ μm	总厚度/ μm		
1	一道或二道 (封闭底清漆)环氧聚酰胺清漆	18~25 50~60 110~120	24~36 6~8 1~2	一道 15~20 二道 25~35	15~20 25~35	透气性低,具有良好的粘接性和耐水性,起封闭作用	内外表面、端面及孔内壁
2	一道环氧聚酰胺清漆	18~25 50~60	24~36 6~8	一道 15~20	80~100 (100~120)	层间接合力良好,耐水、耐湿热性好	制件外表面
	局部刮环氧聚酰胺腻子	18~25 50~60	24~36 6~8				
	一道环氧聚酰胺底漆(过滤底漆)	18~25 50~60	24~36 6~8	15~20			
	二道聚胺酯面漆	18~25 50~60	36~48 6~8	50~60			
3	一道环氧聚酰胺清漆	18~25 50~60	24~36 8~12	15~20 180~200	240~260	良好的层间粘接性,优异的耐磨性和抗冲刷性;面漆具有良好的耐湿热性和耐大气性	迎风面(前缘)或其他要求抗磨蚀的零件表面
	八道弹性聚胺酯磁漆	18~25 50~60	24~36 8~12				
	二道聚胺酯面漆	18~25 50~60	36~48 6~8	40~50			
4	环氧聚酰胺清漆	18~25 50~60	18~25 6~8	15~20 50~60	80~100	电性能稳定,常温高温耐油性好,层间结合力好	整体油箱,上壁板或其它要求耐油的部位
	环氧聚硫导电涂料	70	24				
5	环氧聚酰胺清漆	18~25 50~60	24~36 6~8	25~30 40~50 50~60	200~400	电性能稳定,常温高温耐油性好,层间结合力好	整体油箱,立缝、横缝;下壁板及周边
	环氧聚酰胺导电涂料	70	24				
	XM-导电稀胶	70	24				
	环氧聚硫导电涂料	70	24				

表 9-18 复合材料常用涂料

名称	牌号 标准号	主要成分	弹性 /mm	冲击 /N·cm	附着力级	性能特点	干燥规范		生产单位
							T/°C	t/h	
环氧聚酯胺 清漆	H01-101H Q/6472-80	E-20 环氧树脂, 聚 酰胺树脂	1	490	1	漆膜坚韧, 与复合材料有 很好的附着性, 耐机用液体, 透气性差, 耐水性好	18~25 50~60 110~120	24~26 6~8 1~2	621 所 化工部 涂料所
环氧聚酯胺 底漆	H01-102H Q/6455-85	E-20 环氧树脂, 聚 酰胺树脂, 锆黄等	1	490	1	耐机用液体, 能与多种面 漆配套使用, 层间结合力高, 适应性强	18~25 50~60 110~120	24~26 6~8 1~2	621 所 西安油漆厂
聚氨酯面漆	13-2	丙烯酸树脂, H01, 颜料, 填料等	1	490	1	良好的附着性、耐水性、湿 热性和优良的耐光性和耐候 性	18~25 50~60 110~120	24~26 6~8 1~2	天津油漆厂
弹性聚氨酯 磁漆	HTY/B-80- 15(1)	TDI 混合聚氨酯预聚 物, MOCA 固化剂, 颜 料, 填料等	1	490	180°剥离 ≥39.2N/cm	漆膜坚韧而富有弹性, 有良 好的抗磨性和耐雨蚀性、抗 冲刷性、与底漆结合性好	18~25 50~60	24~26 8~12	化工部 涂料所

(续)

名称	牌号 标准号	主要成分	弹性 /mm	冲击 /N·cm	附着力级	性能特点	干燥规范		生产单位
							T/°C	t/h	
环氧聚酰胺 腻子	Q/6s258-83	环氧聚酰胺清漆及 滑石粉等				与底清漆和过渡底漆有良好的附着力,易刮涂,好打磨,收缩小	18~25 50~60	36~48 6~8	621 所
稀释剂	x-7 x-10	二甲苯、正丁醇、丁 酯、环己酮				稀释环氧类漆 稀释聚氨酯类漆			621 所 西安或天津 油漆厂
环氧聚硫黑 色导电涂料	HL04-1019 H.D Q/6s530-90	环氧树脂、聚硫橡 胶、导电炭黑	1	490	1	电性能稳定(0.5MΩ/m~ 5.0MΩ/m),耐油性好,与密 封胶粘接性好,涂于油箱内 表面的稀胶之上	70	24	621 所
环氧聚酰胺 导电涂料	H06-1020 H.D Q/6s530-90	环氧树脂、聚酰胺 树脂、ST-3 导电粉	1	490	1	电性能稳定(0.5MΩ/m~ 15MΩ/m),耐油性好,涂于 油箱内表面的底封闭漆之上	90~100 100~120	4 2	621 所

9.7.2 电偶腐蚀的防护与控制

通过合理的结构设计可以最大限度地防止电解质溶液的积聚,避免腐蚀电池的形成。

(1) 注意结构的密封,防止雨水、雾、海水的渗入;减少积水积污的缝隙、死角,对容易积水的部位设置排水孔。

(2) 尽量避免小的金属件与大面积复合材料接触。对紧固件之类的连接,应采取严格的防护措施。

(3) 尽量将内腔或盲孔设计成通孔,以防止冷凝水的凝聚。

选用相容的材料,从根本上防止电偶腐蚀。

(1) 选用耐腐蚀且与复合材料电位差小的材料,特别是紧固件之类的小零件更应注意。

(2) 绝缘或封闭材料应不吸湿,不含有腐蚀性成分。当表面共固化一层玻璃布做绝缘层时,还必须用密封剂封边,否则会由于玻璃布吸湿而引起相反的效果。

对不宜直接接触而又必须与之相连的金属材料,如临界相容材料,则必须采用有效的防护措施。

(1) 采用适当的金属或非金属覆盖层进行过度或调节。如进行阳极化、化学氧化、钝化或磷化等处理后,只要涂层完好就能增大接触电阻,减缓电偶腐蚀。选用原则和覆盖层厚度及应用范围见标准 HB5033-77。

(2) 选用适当的表面涂层系统,即可起到绝缘作用,又能减少电极面积。金属与复合材料应同时采用涂层,以免金属涂层局部损伤后,电解液通过微孔渗入时形成大阴极小阳极的不利情况。另外,电偶腐蚀会在阴极产生碱性物质,因此采用的涂层应是耐碱的。

(3) 在金属与复合材料之间采用惰性材料制成垫片、套管、胶带,以形成断开电路的绝缘层。

(4) 采用适当的密封材料封闭,隔离电解液,以有效地防止缝隙腐蚀。有缓蚀剂的密封剂效果更好。

9.7.3 几种常用材料与碳纤维复合材料电偶腐蚀的防护

(1) 镁及镁合金:不能直接接触。

(2) 铝及铝合金:阳极化处理后再用热水或铬酸盐封闭;阳极化 + H06-2 锌黄环氧树脂底漆;阳极化 + SF-9 油箱涂料(用于油箱内)。

(3) 碳钢及低合金钢:镀锌 + H06-2 锌黄环氧树脂底漆;磷化 + X04-1 缩醛

磷漆 + X04 - 1 清漆(耐油);磷化 + H06 - 2 铁红环氧酯底漆 + H04 - 2 各色环氧硝基磁漆;磷化 + 两层锌黄环氧酯底漆(加 FLU₁₋₄ 铝粉) + H61 - 2 钢灰有机硅环氧聚酰胺磁漆。

(4) 不锈钢:原表面;钝化处理。

(5) 钛合金:原表面;阳极化;酸洗或吹沙 + H06 - 2 锌黄环氧酯底漆 + 13 - 2 丙烯酸聚氨酯磁漆;酸洗或吹沙 + F06 - 9 锌黄酚醛底漆 + 13 - 2 丙烯酸聚氨酯磁漆。

可根据使用环境及结构情况选用上述方法,对恶劣的环境条件还应用密封剂封闭,可用的密封剂有 XM22、XM23、XM30、XM34 等。

第 10 章 腐蚀防护与腐蚀损伤修理技术

10.1 引 言

造成飞机腐蚀的原因很多,其中主要有恶劣的使用环境、设计、制造、使用与维护的不合理等因素。设计中的抗腐蚀设计是飞机腐蚀防护与控制的基础,而在制造、使用、维护过程中实施腐蚀防护与控制则能有效地减少或延缓腐蚀的发生和发展。

随着飞机使用时间的增加,结构防护性能退化,腐蚀则日益严重,最终将影响飞机结构的疲劳寿命。因此,必须进行防腐蚀检查维护,并采取有效的检查维护和修理措施,提高飞机结构的安全性和使用寿命,降低维修成本。飞机能否达到已确定的寿命指标不仅取决于抗腐蚀设计、制造中的腐蚀控制、具体使用情况;同时也取决于使用过程中飞机的检查维护和修理。可以说,使用过程中飞机结构的检查维护和修理是实现飞机结构高使用寿命和日历寿命的重要手段之一。

飞机结构的腐蚀控制是一项系统工程,其控制过程包括两个主要方面,即补救性控制和预防性控制。补救性控制是指当发现飞机结构产生腐蚀后再设法消除它,显然,这是一种被动的办法。预防性控制是指预先采取必要的措施,从结构设计开始,根据飞机将来可能的使用环境和功能要求来设计抗腐蚀结构和制定腐蚀控制方案。预防性控制从材料和涂(镀)层选择、结构细节设计、工艺制造、热处理、应力变形控制等方面采取相应的措施来防止或延缓腐蚀和腐蚀疲劳等损伤发生与发展,从而减小腐蚀损伤对飞机结构寿命的影响。图 10-1 定性地表示了在两个不同时间点采用防腐控制措施后的应用效果。它既说明如果从开始设计时就考虑结构的抗腐蚀性,飞机服役过程中腐蚀程度显然要轻微得多;又说明了发现腐蚀后采取补救措施能有效地阻止或减缓腐蚀损伤继续发展。因此,要求从飞机结构的设计初期就要采取预防性腐蚀控制措施。

使用维护中的腐蚀防护与修理可分为外场级和基地级(大修)二级管理,他们的工作内容基本相同,但其目的、重点、方法、程序和安排各有侧重和不同,简单比较参见表 10-1。本章将服役飞机腐蚀防护与控制分为外场腐蚀防护、外场腐蚀损伤修理、大修腐蚀损伤修理。外场腐蚀防护与外场腐蚀损伤修理的关

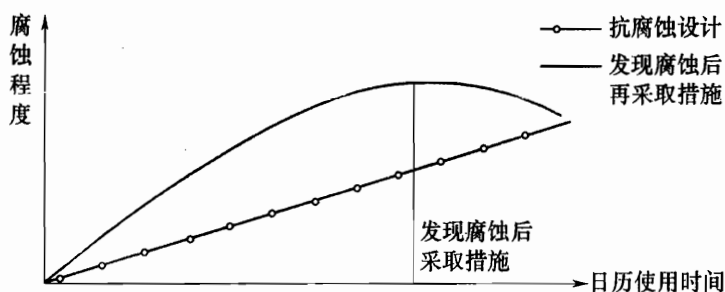


图 10-1 补救性控制和预防性控制方法的结果

系是密不可分的,两者在工作内容、程序与时间上很难作明显的划分。

本章所指的外场腐蚀防护主要指飞行前/后、械机日的检查或每十次飞行后的巡回检查和简易维护。检查部位是一般目视和详细目视可达到的地方,检查对象是各大部件,检查面积广。检查度对应地包含结构维护大纲中的飞行明显可检、地面明显可检、巡回目检、特殊目检四种可检度。其工作内容主要有清洗、通风、排水以及涂层明显损伤时涂层补涂等。

外场腐蚀损伤修理主要指飞机结构发生腐蚀损伤与机械损伤而必须采取的可在外场完成的修理措施和过程。其检查间隔和可检查度与外场腐蚀防护是相同的,但检查部位则是机体结构各次承力结构件、腐蚀损伤和机械损伤较严重且可在外场予以修理的部位。外场级和基地级腐蚀防护修理的区别见表 10-1。

表 10-1 外场级和基地级腐蚀防护与修理的区别

	外 场 级	基地级(大修)
目的	保证翻修间隔期间的飞行安全	保证使用寿命期内的飞行安全和达到预期目标寿命
安排	飞行前/后、机械日,按检查大纲规定的低级别检查(A 检)	按检查大纲规定的高级别检查(C 检、D 检)
检查部位	一般目视和详细目视可达到的部位	对结构要进行拆卸,部分结构维修工作要机下进行
检查方法	以目视方法为主,对发现的重要问题作无损检查	除目视方法外,要以无损检查方法为主(按工卡规定程序)
维护修理方法/程序	日常维护,简单修理。一般在机上进行,所需设备较为简单,以腐蚀物去除和防护为主	按工作程序进行。严重腐蚀部位,大多需进行补强设计和修理或换件修理。需要无损检测设备和较大型维护和修理专用设备

10.2 外场腐蚀防护技术

外场腐蚀防护主要针对外场使用中的飞机,是为防止飞机在使用中出现腐蚀并在出现腐蚀后进行适时、简易处理,其处理方法为外场可实现。

10.2.1 一般要求

外场飞机在飞行前/后、机械日及按照《腐蚀防护控制检查维护大纲》和《飞机维修手册》规定的定期检查工作日内,应对飞机作常规性的检查和维护,以便及时发现和修复腐蚀。外场检查和维护的一般要求如下。

- (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体内积水。
- (5) 腐蚀维护和修理不应引起二次腐蚀和引发裂纹。
- (6) 去除裂纹或打止裂孔时,不应引起腐蚀。

10.2.2 重点防护部位

根据使用环境和使用经验,按《腐蚀防护控制检查维护大纲》确定重要或严重部位,实施重点防护。一般,外场飞机重点防护部位是一般目视和详细目视可达到的部位。其重点防护部位如下。

- (1) 飞机外表面。
- (2) 金属固定和连接部位。
- (3) 金属零件活动部分。
- (4) 飞机所有搭铁线接头。
- (5) 电气插头插座、飞机各舱门、口盖密封处等。

10.2.3 清除污物

10.2.3.1 擦洗清除

飞机上不容许有尘埃聚集,要经常用吸尘器或软刷子除去飞机表面和飞机内部的尘埃。飞机外表面用软刷子,内部用吸尘器。要定期清除机身上的尘埃和污染物,并在没有油漆层的钢零件上重新涂刷油封油脂,使零部件保持清洁。污染物以及尘埃容易与水分结合,导致零件的保护层破坏,引起零部件或结构基

体腐蚀。酸、碱和氯化物将会引起飞机严重的腐蚀,因此,除非有特殊规定和要求,在飞机维护中不允许用含酸、碱和氯化物的液体擦洗飞机表面。另外,也不允许使用含有使有机涂层溶解或脱漆作用的清洗液。

在使用抹布除掉尘埃、油斑、油点时,抹布要事先浸上清洁的去脂煤油,然后把机身表面擦干。在废气作用区的飞机表面,要用蘸上洁净汽油的抹布拭擦。作动筒活塞杆及其他没有油漆层的钢件在除去尘埃和污染物之后,要用洁净的蘸专用的滑油或变压器油的抹布仔细地擦净,然后再用干抹布擦。不容许酸、碱溶液滴落在零件上。如果不小心将酸、碱溶液滴落在零件上,要马上擦掉,并要用温水洗涤数遍,然后用洁净的抹布擦干。此时要特别仔细地洗涤,并用压缩空气吹间隙处。酸、碱溶液滴洒在零件的情况,必须记录在飞机履历本上,要经常对该部位进行观察。

10.2.3.2 水洗清除

保持飞机机体内外表面清洁,定期清洗飞机,可将沉积在飞机上的污染物和腐蚀产物清洗干净,发现轻微腐蚀。飞机清洗周期可根据飞机所处的环境而定,建议清洗周期为:良好地区为 90 天;中等地区为 45 天;恶劣地区为 15 天。

清洗飞机采用净水或防腐蚀清洗剂(AHC—1 表面清洗剂)清洗。清洗飞机应注意以下几个问题。

(1) 清洗时应避免把污染物冲进飞机蒙皮缝隙、易积存雨水、湿气与通风排水不畅部位,导致腐蚀介质残留。

(2) 清洗飞机时应彻底清除所用的清洗剂。若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。同时应严禁采用具有腐蚀性的清洗剂(如民用洗衣粉)。

(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覆缓蚀剂。

(4) 在无防护涂层的铝合金表面过多地使用“光亮剂”会引起表面保护膜变质。

(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) 在工作中若把各种油料、酸、碱等溶液滴落在金属表面上,易使涂层溶解剥落,维护中应禁止用油类液体清洗飞机表面。

(7) 飞机清洗后,应通风干燥。

10.2.4 保护防护涂层

飞机零、构件的防护涂层很薄,除镀铬保护层外一般硬度都较低,工作中需精心维护和细心检查。防护涂层划伤后,损伤处易聚集尘土,吸收水分,加速金

属的腐蚀。所以损伤的涂层,如蒙皮涂层,应及时进行修补。在没有充足时间及时进行修补时,可考虑施加缓蚀剂。

防护涂层的外场防护的具体注意事项如下。

- (1) 上飞机前不允许穿带钉硬底鞋,只可穿软底鞋。
- (2) 注意保护好零部件及结构防腐涂层,以免划伤和碰伤。
- (3) 在飞机上工作时必须使用纺织品地毯或橡胶地毯,使用时要保持地毯干燥,要清除上面的砂粒、尘土和污染物。
- (4) 不要把零件、工具和蘸了汽油、滑油等的抹布放在蒙皮上。
- (5) 用于上飞机的工作梯末端要装上橡胶垫。
- (6) 在取蒙布或地毯时,要在飞机上先卷好,然后取下来。
- (7) 飞机除冰不允许采用机械方法,要使用专用的除冰液或用热空气吹蒙皮。

10.2.5 涂注润滑脂

镀铬层硬度高,抗磨好,但具有许多小孔,并有目视看不见的网状裂纹,如有电解质溶液进入,镀铬的金属件容易腐蚀。铬层能储藏润滑脂,当润滑脂渗入铬层后,可以提高铬的耐磨能力,所以,飞机上的镀铬零件,要经常涂抹润滑脂;多余的润滑脂则要擦去,以免沾上砂、尘土等。

10.2.6 通风、排水

按时打开舱门、口盖进行通风、排水,尤其要注意排水孔的畅通。飞机机体是防水和通风的主要对象。一旦防护涂层损伤的金属构件表面有水分存在,会使金属构件表面附着一层电解质溶液,加速金属的电化学腐蚀。应及时擦去飞机及其机体上的水分和灰尘。在雨、雪、雾天气后,应保持飞机通风,并实行排水。

水是引起飞机腐蚀的最主要的原因,经常保持飞机各部位结构或零部件表面干燥是预防飞机腐蚀的最根本,同时也是最有效的措施之一。对于沿海和内陆湿热地区的机场由于湿度大,空气中氯化物、 SO_2 等有害介质的含量高,环境对飞机腐蚀作用不可忽视,尤其应该保持飞机干燥。主要措施:包括定期掀开蒙布、打开有关舱盖和口盖通风;特别是在夏季,为了消除水分,要经常使座舱和机身各舱通风,当在座舱壁及在座舱内其他设备上发现有浸湿征候时,应对那些潮湿的零部件,要用干净的抹布擦干并仔细查看。通风可采用鼓风机,在有条件的部队应配备空气干燥设备对驾驶舱、设备舱、发动机舱、进气道等采用鼓入干燥空气方法,以置换潮湿空气。

当水进入飞机内部时,应立即清除水并采取排除进入条件的措施。潮湿的零部件、附件和结构应仔细地用洁净的抹布将其擦干。不容许通气孔和排水孔堵塞,要保持排水孔和通气孔清洗通畅。清洗通气孔和排水孔要用专用的透针。

10.2.7 外场腐蚀损伤检查

腐蚀检查应当贯彻在飞机整个使用寿命期,外场的日常维护应经常进行腐蚀损伤的检查。每次检查后应详细记录飞机的使用地点、使用时间、腐蚀部位、腐蚀原因,以及腐蚀损伤等详细情况。外场腐蚀损伤检测方法以一般目视和详细目视为主。

在每次飞行后、机械日、季节转换及其他周期性维修工作时,根据飞机的具体情况,采用合适检查方法,有计划有重点地对飞机腐蚀情况进行检查,将飞机腐蚀检查连同腐蚀防护情况或腐蚀处理结果及时记载,并对腐蚀防护部位进行跟踪。

10.3 外场腐蚀损伤修理技术

外场腐蚀防护和外场腐蚀损伤修理是对服役飞机维修的两个重要方面,一般两者是紧密结合进行的。

10.3.1 外场腐蚀修理检查部位

根据飞机结构部位的重要性、载荷情况、材料与工艺特点、腐蚀环境及表面防护情况,应将机身、机翼、尾翼、起落架等部件上的应力严重部位或腐蚀严重部位作为外场损伤修理重点部位来检查。

外场飞机的典型腐蚀损伤检查部位有:

(1) 内结构表面:可能出现凝露、渗漏或腐蚀介质长期滞留的内部结构部位发生较严重腐蚀的可能性大,需要做外场重点检查。应该特别注意排水孔可能被外来物堵塞。

(2) 机身、机翼和水平尾翼下表面通常是飞机易腐蚀部位,特别是紧固件周围和接缝边缘。

(3) 各种外露接头、支架,特别是不同金属材料的构件连接部位。

(4) 起落架舱(或轮舱)、进气道、设备舱、机翼前梁和后梁等半封闭部位。

(5) 前起落架和主起落架支座、下加强板、螺栓等容易出现腐蚀的部位。

(6) 对接、搭接部位,特别是异种金属连接部位,这些部位可能会出现缝隙腐蚀或电偶腐蚀。

(7) 检查密封部位的密封胶条、垫圈等是否存在发脆、龟裂等老化失效现象。

(8) 熔丝和各种管路系统,包括接头、固定支座、卡板。

(9) 检查蓄电池附近处的结构段、整体油箱内表面有无起泡等腐蚀现象。

(10) 吸潮材料附近区域,如皮革、泡沫橡胶等捆扎或粘贴在金属结构上在这些部位可能会产生严重的腐蚀。

(11) 镁合金零件(特别是在与其他零件相接触处和缝隙内的零件)。

10.3.2 外场腐蚀损伤的检查方法

对飞机外场可检部位定期进行全面的腐蚀检查,是发现腐蚀问题的主要途径。在腐蚀损伤维护工作中不仅要检查腐蚀部位,而且还要知道腐蚀产生的形式和原因(如防腐涂层破坏、排水孔堵塞等),并对腐蚀损伤部位给予适当处理,则是飞机外场腐蚀维护要求的重要内容。一般而言,飞机上的所有零部件都可以是产生腐蚀损伤的怀疑部位。因此,飞机上的每一可检部位都必须定期检查,要针对不同部位视情选择检查方法和检查间隔。需要重点检查的部位往往是应力分布和局部环境较为严重的部位。

检查方法一般采用目视、着色、超声探伤等方法。常用的检查工具包括手电筒、放大镜、超声探伤仪等。外场修理检查方法主要是借助照明灯、反光镜、放大镜和磁棒等工具,通过眼看、手摸和敲击(听)等手段对所规定的检查部位进行目视检查,以确定检查各部件是否存在如下损伤情况:

(1) 重要、危险部位的漆层龟裂、起皮、破损和脱落情况。

(2) 部件/构件的腐蚀情况。

(3) 部件/构件的裂纹情况。

对用目视检查无法确认故障(如裂纹、腐蚀)的部位,则需要进一步检查判断。如先用小刀刮去表面漆层、用煤油或汽油清洗后,再采用放大镜仔细观察;若发现损伤或疑似损伤,需采用着色探伤或磁力探伤等方法,以确定其损伤程度。

对主要承力件的重要关键结构部位应多次重复检查。一旦在某处查出故障,应对相同或类似的部位进行复查,以确定是否存在同样的故障;根据修理方便性、损伤检测准确性确定是否进厂大修,并在拆装后采用大修厂的检测设备做进一步检查。

10.3.3 常见的外场腐蚀损伤特征

(1) 表面防护层的损伤。表面防护层划伤、脱落、龟裂、粉化和起皮。

(2) 铝合金结构腐蚀。初期呈现灰白色斑点,后期出现白色锈蚀产物,除去锈蚀产物后底部出现麻坑,严重出现鼓泡。

(3) 结构钢、高强度钢腐蚀。初期表面发暗或暗红色,以后发展为红褐色或黄褐色锈层,重者出现斑状蚀坑。

(4) 不锈钢腐蚀。表面粗糙,有红色、棕色或黑色锈蚀。

(5) 钛合金腐蚀。白色或灰色粉末。

(6) 复合材料腐蚀。表面鼓泡和裂纹、脱胶或分层。

10.3.4 飞机结构腐蚀产物的去除

10.3.4.1 腐蚀产物去除的方法

腐蚀产物去除方法通常分为机械法和化学法两种,一般采用机械法去除。

(1) 机械去除法。机械去除法包括手工打磨和机械打磨两种。手工打磨是用砂纸和金属丝绒去除腐蚀产物;机械打磨或抛光是用磨料、磨轮、刮刀、喷砂去除腐蚀产物。

(2) 化学去除法。化学去除法有下述两种方法:化学除锈法、化学脱漆法。

化学除锈法适用于化学除锈液在飞机上流散的可控制部位以及去除腐蚀产物的区域可以用水彻底清洗的部位。飞机上拆下来的零件,用化学除锈法最合适。对于不可离位修理的铝合金部件,尽量不采用化学方法去除腐蚀产物。每种金属有其特定的化学除锈剂。

化学脱漆法采用脱漆剂去除机体表面的面漆和底漆,使用过程中应避免对基体结构产生二次污染或腐蚀。

10.3.4.2 去除腐蚀产物的注意事项

1) 铝合金腐蚀产物的去除

(1) 机械去除法

① 做好邻近区域的防护工作,以防止损伤邻近的区域。

② 如有油脂和油污,用脱脂棉蘸丙酮或二甲苯清洗干净。

③ 确定腐蚀损伤的范围。

④ 轻度的腐蚀可选用适当的砂纸轻轻地打磨。

⑤ 严重的腐蚀可用刮刀、细的带槽旋转锉刀、400 号矾土砂纸等工具手工去除;或采用喷射玻璃丸等方法去除中等或严重腐蚀部位的产物。

⑥ 去除全部腐蚀产物以后,用 10 倍的放大镜观察,并用 400 号和 600 号氧化铝砂纸进行抛光,大约再去除 0.05mm 厚的金属基体材料,以保证完全去除腐蚀产物。然后,按修理规程进行修理。

⑦ 在铝合金表面避免使用碳钢刷子或钢丝绒,因为只要有少量的异种金属

嵌入铝合金中将会造成铝合金零件进一步腐蚀损伤或机械损伤;同样,不能使用转速过高的研磨砂轮磨,以免过多地清除掉基体金属。

(2) 化学去除法

① 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。

② 配制和使用铝合金除锈液时,应穿戴上面具、防护手套、工作服;若除锈液沾到皮肤和眼睛上,应立即用清水冲洗。

③ 将附近的区域遮盖好,以防止除锈液接触到镁合金、阳极化的铝合金、有机玻璃、纺织品及钢材等。

④ 使用除锈液时,不能让其接触或残留在搭接缝、对接缝、焊缝及其他接缝的缝隙内。

⑤ 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。

2) 镁合金、合金钢、不锈钢、镍铬合金和钛合金腐蚀产物的去除

① 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。

② 抗拉强度 1517MPa 以上对氢的敏感性很强的钢件,禁止使用酸性除锈液。对于钢件上的棕红色锈蚀,一般采用酸性除锈液或布轮打磨去除。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进行喷射处理去除腐蚀产物。

③ 抗拉强度 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射处理去除腐蚀产物,但不应损伤钢制零件的基体。

④ 不锈钢和镍铬合金中的铬元素对氢敏感,宜采用机械方法去除腐蚀产物;

⑤ 钛合金与酸性类熔剂接触后,易于产生氢脆,不允许使用化学除锈剂。

10.3.5 腐蚀损伤部位的打磨要求

构件的腐蚀损伤尺寸在允许腐蚀损伤尺寸(容差)范围以内,可不进行加强与换件,但必须进行原位打磨修理。具体要求如下:

(1) 腐蚀部位全部打磨干净外,再加深打磨 0.05 倍 ~ 0.1 倍腐蚀深度,但最终打磨深度应小于或等于构件的腐蚀损伤修理容差。

(2) 在腐蚀坑周围允许范围内,腐蚀坑的每边打磨宽度至少是腐蚀深度 5 倍 ~ 10 倍。整个打磨曲面要求光滑过渡。

(3) 腐蚀部位必须打磨光滑,打磨表面粗糙度 Ra 应达到 1.6。

(4) 在打磨部位采用无损检测方法检查是否有裂纹。

10.3.6 腐蚀损伤去除后的处理

(1) 无论采用机械法或化学法去除腐蚀产物,都要使损伤面平整光滑,以降低应力集中。

(2) 去除腐蚀产物并进行平整光滑加工处理后,用深度计测量去除深度。

(3) 腐蚀损伤去除后,应进行清洗和干燥,再进行修理。

10.3.7 腐蚀损伤等级评定

腐蚀损伤经过打磨处理后,可根据这些腐蚀损伤的部位、形态、分布和损伤的程度,将腐蚀损伤分为四个等级:

A 级——浅表腐蚀;

B 级——中等程度腐蚀;

C 级——严重腐蚀;

D 级——非常严重腐蚀。

A 级和 B 级不需要进行修理,只需进行一般的除锈、防腐工作;而 C 级和 D 级必须进行结构修理才能保证飞行安全。评为 D 级的腐蚀损伤,要根据具体情况,如果修理非常困难或者修理在经济上不划算的话,应采取更换零件的方法。

按腐蚀损伤的程度可将修理分为三级:简易维护、补强修理和换件修理。其中,简易维护是指结构件存在的损伤并未超过修理容限,不需要做任何补强修理,仅做简单防护处理的,一般在外场防护和外场修理中完成。

10.3.8 外场飞机腐蚀损伤的修理

10.3.8.1 外场腐蚀损伤修理内容

外场修理的腐蚀损伤基本属于腐蚀刚刚开始,不影响结构强度,因而无需拆下受损伤结构进行补强或换件修理。外场腐蚀损伤修理包括涂层损伤和结构损伤简易修理。进行外场腐蚀修理时,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。常规环境下的机械损伤结构的简易修理理论和工程应用较为成熟,在此不重复叙述。下面是关于涂层损伤的外场修理的内容。

10.3.8.2 铝合金表面涂层损伤后的修理

1) 一般要求

采用双底漆防护——涂磷化底漆,再喷涂原配套底漆、面漆。

2) 表面清理

涂漆前,用 150 号~200 号砂纸打磨损伤部位;露出洁净的漆层或金属表面后,再用 400 号以上的砂纸打磨抛光,打磨部位与未打磨部位应光滑过渡;打磨后用放大镜检查腐蚀产物是否彻底清除;彻底清除后用清洗剂清洗腐蚀损伤部

位,用软布清理,并风干。

3) 涂层修复

根据打磨后的表面状态修复涂层:

(1) 底漆完好时,用清洗剂擦拭,待表面干燥后涂原配套底漆,干燥 24h 后涂面漆。

(2) 露出基体金属或阳极化层时,用清洗剂擦拭,表面干燥后涂磷化底漆;干燥 30min 后,在 2h~4h 内涂底漆,干燥 24h 后涂面漆。

4) 缓蚀剂应用

对已产生损伤的蒙皮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,应使用缓蚀剂,以使结构腐蚀可能性降到最低程度。

10.3.8.3 钢制零件涂层修理

1) 一般要求

采用双底漆防护——涂磷化底漆,再喷涂原底漆、面漆;不涂漆的部位涂油(脂)。

2) 涂层修理

(1) 涂漆零件的修理。发生锈蚀的部位用 400 号~500 号砂纸(超高强度钢零件用布条沾煤油)将锈蚀彻底清除(不可在零件上产生尖锐的划痕)。去除污物并用清水清洗干净,待干燥后涂两层环氧底漆;干燥 12h 后涂一层与系统配套的相同颜色的面漆。

(2) 不涂漆零件的修理。不涂漆的零件涂油(脂)。

(3) 表面钢制紧固件的修理。

① 飞机表面钢制紧固件的漆层凸起或钉头锈蚀时,清除其表面残留漆层或锈蚀。

② 铝蒙皮上可拆卸钢制紧固件锈蚀难以清除时,将其拆下重新表面处理或重新换件后装机。装配前清除埋头窝内的锈迹及孔边的红色尾迹,装配后涂面漆。

③ 不可拆卸的钢制紧固件除锈后,涂面漆。

④ 快卸螺钉除锈后,均涂油(脂)。

10.3.8.4 复合材料零件涂层的修理

复合材料零件及胶接区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。

复合材料零件表面的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 and 专用修理方法恢复其涂/镀层,然后按配套表面防护要求恢

复防护层。

10.3.8.5 排出积水

设计时未考虑周全导致积水的部位,可根据强度控制要求与排水需要增开排水孔。排水孔的最小直径应为 9.5mm,才能将积水及时排除。

10.3.9 外场飞机腐蚀损伤修理信息的收集和管理

掌握每种型号、每架飞机的外场腐蚀损伤修理情况,加强腐蚀损伤修理信息的收集与管理,主要包括:

- (1) 建立每架飞机的腐蚀损伤修理卡片。
- (2) 建立完善的腐蚀数据库,定期收集部队反馈的飞机腐蚀信息。
- (3) 加强对腐蚀信息的统计分析工作,为使用修理部门提供维修指导。

10.4 大修腐蚀损伤修理技术

大修腐蚀损伤修理主要是指在大修厂对飞机进行腐蚀检查维护和修理,以使大修后的飞机结构损伤在下一个翻修间隔内得到适当控制。

飞机在进厂大修时,腐蚀修理是结构修理的重要内容,通过采取有效的检查手段和修理措施,恢复原结构设计品质,保证大修后的飞机在下一个检修间隔内,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,因此,研究大修腐蚀损伤修理技术,具有比较重要的意义。

10.4.1 腐蚀损伤修理准则和要求

为保证飞机结构安全,飞机结构设计思想由静强度、动强度、安全寿命发展到目前广泛采用的损伤容限设计和耐久性设计。相应地,结构修理也从最早的满足静强度要求,发展到耐久性和损伤容限要求。具体选用何种强度设计要求应根据结构件的承力特性、部位关键重要性等来判定。根据结构完整性要求,对于容易遭受严重腐蚀损伤的非重要关键结构部位应按静强度设计;对承受重复载荷、可检性差、属缓慢裂纹扩展的关键重要结构部位,应按疲劳思想修理设计;对多途径传力结构、可检性好、影响飞行安全的结构关键部位应进行损伤容限思想修理设计;对遭受动载荷、产生严重应力与变形的结构部位应进行动强度修理设计。

1) 静强度要求与等强度准则

静强度要求是结构修理最基本的要求,要求修理后的结构能够承受结构设计的限制载荷和极限载荷。加强件厚度、截面积及连接应满足结构修理的静强

度要求。

等强度准则的基本思想是保持原构件的静强度能力,即构件损伤部位经修理后,该部位的静强度基本等于原构件在该部位处的静强度。一般,如果构件的厚度损失超过 $1/10$,就需补强,补片强度为损伤部分强度的 1.25 倍。

2) 安全寿命设计要求

安全寿命设计要求飞机结构在设计使用寿命内不形成工程可检的裂纹,保证构件不由于使用过程中的重复载荷而引起灾难性疲劳破坏事故。抗疲劳设计修理的一般准则是合理选材、适当控制应力水平、避免或减缓应力集中、腐蚀防护与控制等。

3) 耐久性要求

耐久性设计要求是指飞机结构应有大于设计使用寿命的经济寿命,它可保证飞机结构有最低维修费用。腐蚀修理是满足耐久性要求的重要内容。保证结构修理的耐久性主要通过对结构修理方案进行合理的细节设计、控制提高结构的表面防护能力等措施来满足。

4) 损伤容限要求

实践证明,腐蚀、疲劳及其他损伤很难避免。为了保证修理后的结构安全,必须通过满足损伤容限要求来保持结构修理区域的损伤容限特性,即在损伤发展到临界值之前,必须能够通过结构检查及时发现,并给予适当修理。

10.4.2 大修飞机腐蚀修理大纲制订

应制订具体型号飞机的大修腐蚀修理大纲,主要应包括以下几方面内容。

- (1) 大修飞机机体结构腐蚀修理原则。
- (2) 机体结构疲劳、日历寿命关键件(部位)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:
 - ① 分解检查部位。
 - ② 分解、褪漆、清洗、腐蚀检查和记录要求。
 - ③ 检查方法。
- (5) 大修飞机机体结构腐蚀修理技术要求:
 - ① 视情修理技术预案及强度、刚度、气动外形技术要求。
 - ② 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。

10.4.3 大修腐蚀检查

10.4.3.1 检查方法

大修腐蚀检查是目视检查与无损检测两种手段结合进行的。

1) 目视检查

通过肉眼或借助手电筒、反光镜、放大镜及内窥镜等辅助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。

2) 无损检测

当采用目视检查不能判断飞机结构的腐蚀损伤时,可采用无损检测发现和测量飞机结构的腐蚀损伤。目前大修中使用的方法有光学法、渗透法、电阻法、磁探法、超声波检测法、涡流检测法、X射线检测法以及声发射检测法、激光全息摄影、视频成像技术等。其中,比较常用的主要有超声波检测法、涡流检测法和X射线检测法三种。

10.4.3.2 重点腐蚀检查部位

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) 水平尾翼大轴、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) 外场使用时曝露的腐蚀严重部位。

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。

10.4.3.3 检查记录

每次大修检查后将飞机进厂状态及腐蚀检查、腐蚀防护、腐蚀处理等情况及时记载,腐蚀检查人员应认真填写“大修腐蚀检查表”,检查表的内容包括:腐蚀部位、材料、环境特点、腐蚀类型、腐蚀程度。

10.4.4 腐蚀损伤分级及其修理方法

如前所述,腐蚀损伤按可修理程度可以分为如下三类,大修时针对不同损伤程度分别采取不同的修理方法进行修理。

(1) 简易防护。结构件存在的腐蚀损伤不超过修理容限时,不需要做补强修理或仅做简单防护处理。

(2) 补强修理。腐蚀损伤比较严重,超过修理容限,需要进行补强修理。

(3) 换件修理。结构腐蚀严重,已不能局部补强修复,或者进行局部补强修复在经济上不合算,需局部或整体更换损伤件,达到排除故障的目的。

10.4.4.1 金属结构补强修理

按照补片材料区分,可分为金属补片补强修理和复合材料补片补强修理两类。

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,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倍~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。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,尽量采用湿铆接。补片与原构件的界面应涂覆密封剂或防护涂层,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。

2) 复合材料补片补强修理

目前,复合材料补片修补技术发展已比较成熟,该技术是将复合材料粘贴在金属结构的损伤部位进行补强修理,和传统修理方法相比,具有重量轻、强度高、可设计性强、应力集中小、疲劳寿命长、抗腐蚀能力强、能够修理具有复杂外形部件的损伤等特点。

可以采用 FRBY2003-2J 便携式复合材料热补仪(空军装备研究院航空装备研究所研制)来进行。该便携式热补仪是将 FRBY2003-2J 复合材料热补仪整套系统装在便携式的仪器箱内,小型轻便,可用于金属部件结构疲劳裂纹和腐蚀结构的修理。

FRBY2003-2J 便携式复合材料热补仪的修补步骤如下。

(1) 损伤部位的清除。包括损伤部位的切除,修理表面的清洗、去湿,胶结表面的打磨等,正确的表面处理和损伤的清除可使修理达到最佳效果。

(2) 修理材料的铺放。选择合适的胶膜、复合材料预浸料或复合材料补片,按照设计和工艺要求把它们铺放在损伤部位。

(3) 真空袋系统的安装。在铺放好的修理材料上铺放一层聚四氟乙烯隔离布,在修理区域的边缘放置热电偶,并用压敏胶带固定。依次放置吸胶材料和无孔隔离膜,放置一块压力板(如硅橡胶板),压力板上可放置一吸气层,再放置一块电热毯,电热毯的尺寸每边要超出需要固化的材料尺寸 50mm 以上,在电热毯上再放置一层绝缘层。在修理损伤区域周围放置一圈密封腻子,将热电偶导线和电热毯导线密封好,导线则和热补仪相连。用一个合适的真空袋覆盖密封腻子所围的区域,真空袋上开一个口用于放置真空插座。

(4) 完成以上工作后就可以用复合材料热补仪实施修补。

10.4.4.2 复合材料结构补强修理

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。具体修补方法可参考相关资料。

FRBY2003-2J 便携式复合材料热补仪也适用于复合材料结构补强修理。

10.4.4.3 换件修理

(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。

10.4.5 腐蚀损伤修理设计

在对结构腐蚀损伤进行大修时,制订科学的腐蚀修理方案能够有效地降低维修成本,缩短维修周期,减少因修理而增加的结构重量,恢复原设计的结构品质和寿命要求。

10.4.5.1 腐蚀损伤修理设计要求

在制订飞机结构腐蚀修理方案时应综合考虑以下各方面要求:构型、材料、载荷、腐蚀防护、可检性、可修性、工艺、重量、成本、修理周期等。具体的说,应满足下述要求:

- (1) 满足气动力光滑性要求和操纵面平衡等特殊要求。
- (2) 满足静强度、刚度、疲劳强度等方面的要求。
- (3) 满足结构腐蚀防护和控制要求。
- (4) 可检性要求。
- (5) 可达性要求。
- (6) 密封性要求。
- (7) 经济性要求。
- (8) 恢复机体结构表面防护体系的完整性。
- (9) 保证零部件的使用功能。

10.4.5.2 腐蚀修理设计的主要步骤

- (1) 评估腐蚀损伤等级、确定修理要求和修理方案。
- (2) 选定材料、确定其许用值,尽量使用原材料。
- (3) 确定所施加的载荷。
- (4) 计算材料尺寸,对等强度件比原材料尺寸大1~2级规格。
- (5) 确定紧固件形式、大小和数目,加强件要足够长。
- (6) 根据修理设计要求开展结构细节修理设计。
- (7) 开展结构细节腐蚀防护与控制设计。
- (8) 绘制草图,规定涂层系统。
- (9) 制订具体修理方案。

10.4.5.3 结构修理耐久性/损伤容限设计细则

结构修理的耐久性/损伤容限设计应根据下列耐久性/损伤容限设计细则执行,并可在修理设计实践中予以增补。

1) 结构完整性设计要求

全面完整的结构修理设计应考虑构型、材料、载荷、腐蚀防护、可达性、可检性、可修性、重量、成本、工装和周期等各方面要求。

2) 损伤去除

(1) 腐蚀损伤去除。

① 按结构修理手册(SRM)规定的常规修理方法清除腐蚀区。

② 基于耐久性要求,按下述比例去除腐蚀:机身蒙皮和其他受拉结构,打磨比 20:1;耳片孔和受压结构上,打磨比 10:1。具体情况如图 10-2 所示。

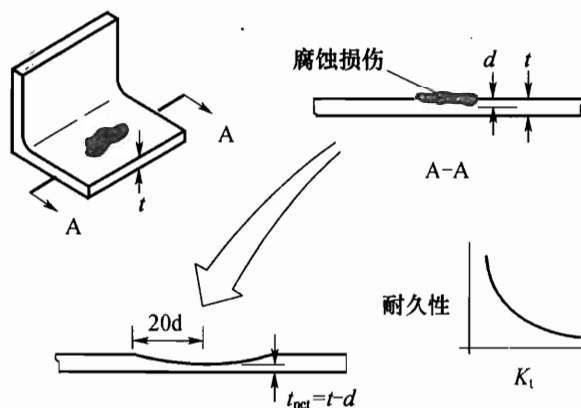


图 10-2 腐蚀损伤去除

(2) 裂纹损伤去除。

① 按结构修理手册常规修理方法钻止裂孔。

② 整修开裂区,整修后,作 HFEC(高频涡流)检查,同时从切口边缘再作附加的 1mm(0.04in)的整修以形成一个保险切口边缘。

③ 整修时,蒙皮切口上保持一个 12.5mm(0.5in)圆角半径,而在其他结构上保持一个 9.5mm(0.375in)圆角半径。

(3) 蒙皮损伤去除后的修理。

① 切除蒙皮损伤。

② 用 HFEC 检查损伤蒙皮的切口边缘,形成一个保险切口边。

③ 确保紧固件数量、大小、间距、边距、以及修理方法中的其他常规要求,具体情况如图 10-3 所示。

(4) 保险孔。

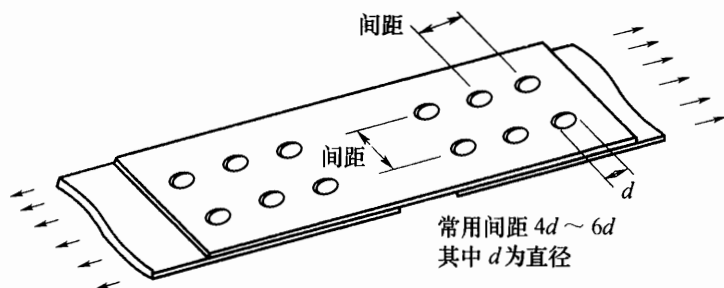


图 10-3 常用紧固件间距

- ① 作 HFEC 检查后,为去除未发现的裂纹应采用保险孔;
- ② 按 $1/16\text{in}$ 扩孔(如果使用转动的 HFEC 探头, $1/32\text{in}$ 亦可);
- ③ 在孔边缘再做一个大于 0.04in 的保险孔。

(5) 表面粗糙度要求。

① 表面粗糙度会明显影响材料的耐久性,要打磨掉修理件和原件上所有划伤、沟槽、粗边和锐边。

② 保持 $125\mu\text{in}$ 的粗糙度或更高,在机身开口周围(如门、窗或其他疲劳结构细节处)保持 $63\mu\text{in}$ 。

3) 检查方法

① HFEC(高频涡流)检查——用以发现表面小裂纹,对紧固孔、开口边缘等很有用。

② LFEC(低频涡流)检查——用以发现亚表面裂纹。

③ 超声波检查——用以发现螺栓裂纹和零件的分层并用以测量零件的厚度。

④ 染色渗透检查——在零件锻制后,或对使用 HFEC 方法很难证实无裂纹存在的部位,对打磨区也很有用。

⑤ X 射线检查——用以发现隐蔽层内难以发现的裂纹,因其成本高并非是很好的方法,但有时是必要的。

4) 再加工

(1) 冷作。

① 在某些情况下,冷作能使修理得到好处,即使原件在生产中并未冷作。

② 冷作时要保证有 $2d$ 的最小边距(对于轻微干涉,有 $1.5d$ 边距也可接受);具体情况如图 10-4 所示。

(2) 喷丸。

① 对局部区域,用叶片式喷丸;

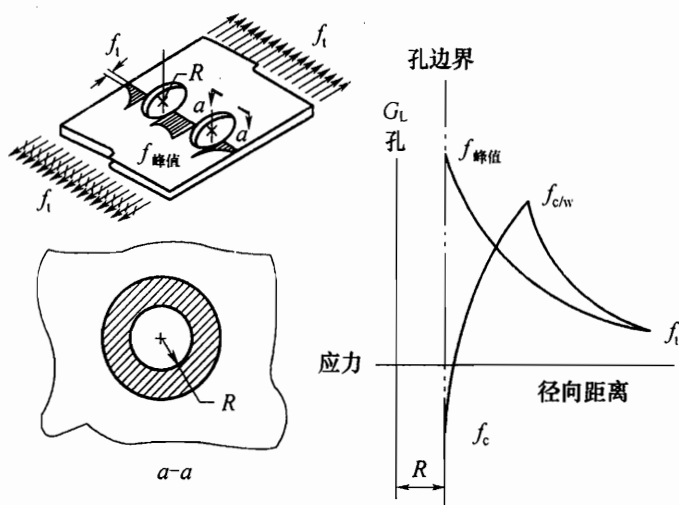


图 10-4 孔冷作

② 如果打磨比低于 10:1, 使用弹丸式/叶片式喷丸。

5) 材料

(1) 修理用材料。

① 可能时, 使用与结构原件相当的材料。

② 材料应进行正确的热处理和退火。

(2) 铆钉材料。

① 在钢修理件上不得使用铝铆钉, 应使用钢或蒙乃尔紧固件;

② 如可能, 为了使连接处挤压成为临界, 加大铆钉尺寸。

(3) 修理件厚度。

① 对蒙皮修理, 使补片厚度比蒙皮厚度大一牌号, 除非在结构修理手册中另有说明。

② 对典型挤压件修理, 修理件厚度结构原件厚度的 1.25 倍。

6) 装配

(1) 避免在补片上使用硬点; 通过利用至少三排铆钉, 避免第一排紧固件的高载传递; 如有多层修理件, 要将第二层补片伸到第三层补片边外一排紧固件或者将第二层补片机加出台阶或斜削;

(2) 当连接组合结构时, 如普通框和加强框, 要避开开口位置, 以避免某一排紧固件超载并避免产生硬点。

(3) 边距。

① 使用 $2d$ 的最小边距。

② 对埋头铆钉, 用平均孔径计算边距。

③ 对非疲劳危险结构,可使用 $1.5d$ 边距。

(4) 下陷。

① 修理件上不打下陷,除非更换的原件上原来就有下陷。

② 修理件上打下陷后要作染色渗透检查。

具体情况如图 10-5 所示。

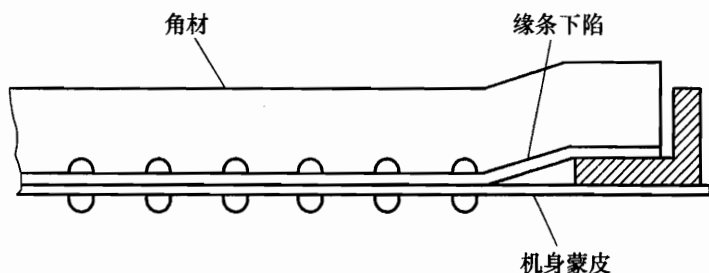


图 10-5 下陷

7) 紧固件

(1) 正确选用紧固件。

① 用等强度紧固件代替原有紧固件。

② 用足够的紧固件形成修理件的承载能力。

③ 如可能,加大紧固件,使挤压成为临界而不是剪切临界。

④ 对所有蒙皮修理,在损伤之外每个方向要安排三排紧固件,三排是最低标准。

(2) 刃边

① 如果蒙皮原件在原紧固件位置脱胶,寻查刃边情况。

② 推荐使用的埋头铆钉,埋头深度要等于或低于材料厚度的 67%,决不超过 80%。

紧固件刃边如图 10-6 所示。

8) 设计

(1) 机身开口处的修理(如:门、窗等)。

① 要求修理补片与开口在角处的共同边缘上有较好的表面光洁度 ($63\mu\text{in}$),即使边缘有倒角;具体情况如图 10-7 所示。

② 去除补片的其他边缘处的倒角。

③ 取修理件的厚度为损伤件厚度的 1.25 倍。

④ 修理补片不能在开口角的圆角半径处结束,要由切点处至少向外延伸三排钉。

(2) 静力窗口区的修理。

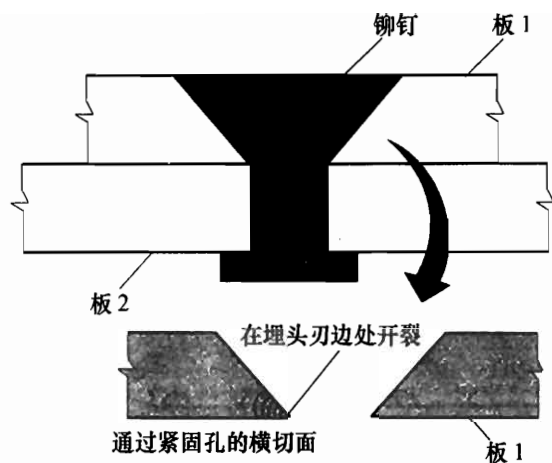


图 10-6 紧固件刃边

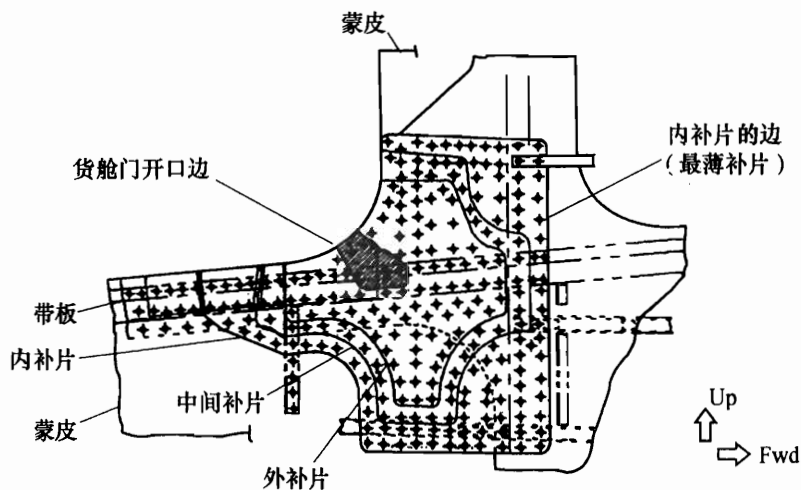


图 10-7 机身开口处的修理

对受静力影响的蒙皮区域按结构修理手册常规要求进行修理。

(3) 机身止裂带切口的修理。

① 连接止裂带和蒙皮，使它们恢复到原有的能力。

② 搭接止裂带使其与蒙皮分开，除非结构修理手册中另有要求。

③ 在止裂带上交错排列紧固孔以保证止裂带在钻孔以后保持有适当的净面积。

(4) 净面积问题。

避免蒙皮和补片的净面积减少问题，典型的紧固件间距用 $4d \sim 6d$ ，避免紧固件间距少于 $4d$ 。

(5) 损伤容限(可检性)。

① 避免将补片结束在某根长桁上,这会限制从外部和内部对紧固孔进行目视检查,并会需要更频繁的 LFEC 检查。

② 如果补片周围一排的危险孔落在蒙皮原有孔上,要求对蒙皮原有孔进行检查和扩孔,以增加其检查限值。

③ 为了方便补片紧固孔的可检,将外部补片通过长桁,允许从内部进行目视检查和 HFEC 检查。

9) 安装

(1) 多层补片。

① 当同时安装双层和三层补片时,它们要比结构原件的厚度薄一级牌号。

② 在厚的叠层区域不要使用铆钉(不超过 $2d$ 叠层厚),如果叠层厚度超过 $2d$ 使用钢紧固件。

(2) 斜垫。

① 通常使用 50:1 斜削比。

② 对于厚层结构,使用 100:1 斜削比。

(3) 垫片间隙。

① 通常,在紧固件安装之前,最大容许间隙为 0.01in;

② 在龙骨梁或可能发生应力腐蚀的区域(如机翼梁间蒙皮),最大容许间隙为 0.01in;

③ 非结构垫片紧固件,仅需要 $1.0d$ 的最小边距。

④ 在不规则打磨区,可在紧固孔处划窝装配上垫圈,垫圈直径与划窝深度之比要大于或等于 10,不可低于 5,在 5 与 10 之间应该喷丸处理。

具体情况如图 10-8 所示。

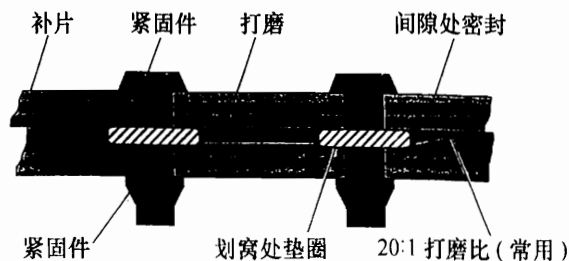


图 10-8 打磨区划窝垫圈

(4) 高锁和锁紧螺栓。

① 使用镀镉的 A286(BACB30() * A)或涂铝的钛(BACB30() * K)高锁螺栓,镀镉合金钢高锁螺栓也能满足,但不是很好。

② 在铝材上使用过渡配合。

③ 用 BMS5 - 95 接合面密封并进行湿装配。

④ 如修理区原用高锁螺栓或锁紧螺栓,则用高锁螺栓替换,不用铆钉。

⑤ 在原孔处与修理件一起对安装的高锁螺栓和锁紧螺栓的孔应进行扩孔。如原紧固件为螺栓、锁紧螺栓或高锁螺栓,扩孔 1/64in;如原紧固件为铆钉,扩孔 1/32in。

(5) 修理垫圈。

当修理件盖住原理头孔时,要安装埋头的修理垫圈。

(6) 表面处理和密封。

① 用 BMS5 - 95 密封剂湿装高锁螺栓。

② 在接合面处用 BMS5 - 95 密封剂安装修理补片。

③ 对裸铝件和裸铝边缘使用化学转换层(Alodine、Iridite 等)。

④ 对所有修理件使用两层 BMS10 - 11 I 型底漆。

⑤ 对机身外部修理件使用 BMS10 - 79 II 型底漆和 BMS 10 - 60 II 型磁漆。

⑥ 按结构修理手册规定使用缓蚀剂,如:LPS - 3 或 BMS3 - 23。

⑦ 围绕所有边缘使用 BMS 5 - 95 作填角密封,除非已作接合面密封。

10.4.6 大修腐蚀损伤修理

10.4.6.1 腐蚀产物去除

腐蚀产物去除方法通常分为机械法和化学法两种,一般采用机械法去除。采用机械法去除腐蚀产物后,一般应对表面进行打磨等处理。具体去除方法参见 10.3.4 节。

10.4.6.2 表面预处理

对铝合金材料的腐蚀损伤修理,推荐采用 Alodine 氧化方法对去除腐蚀产物后的表面进行处理。采用 Alodine 氧化处理时,在清洗干净的表面还处在湿润的状态下,并在水膜连续试验通过后 2h 之内,将 Alodine1200 溶液在环境温度下刷涂在清洗后结构表面,静置 5min 的时间,然后用去离子水冲洗到形成水膜,干燥至少 1h 直至没有水分为止,在表面形成一层保护膜。

10.4.6.3 有机涂层修理

大修时,如需进行全机重新喷漆,推荐采用下列两种涂层体系:一种为 TB06 - 9 锌黄丙烯酸聚氨酯底漆 + TS96 - 71 含氟聚氨酯磁漆;另一种为 H06 - 1030H 底漆 + SF96 - 201 含氟聚氨酯面漆。

整机喷涂涂层质量的好坏,除依赖于涂料固有的性能外,还依赖于施工工艺和施工环境的合理性。只有涂料的质量和涂漆的工艺条件都得到保证的情况

下,才能获得优质的涂层。除了严格按施工工艺参数施工外,在实际操作过程中,要特别注意如下要点。

(1) 涂漆前必须严格按照要求进行表面处理。去污、除油处理必须达到水膜连续的水平;经阳极化、化学氧化的零件必须在 24h 内涂漆,经吹砂处理的零件必须在 6h 内涂漆,以防止水蒸气的附着或二次污染。

(2) 施工时必须使涂料处于良好的分散状态和合适的施工黏度。

(3) 保持良好的施工环境,按工艺要求控制环境温度、相对湿度等,环境空气应干净无尘。

(4) 严格执行干燥规范,确保层间结合力。

10.4.6.4 特殊部位腐蚀损伤修理方法

1) 重要接头的修理

机身—翼面接头、水平尾翼/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。对于关键/重要连接接头钢制构件,如果腐蚀现象一般为棕红色锈蚀粉末或锈斑,属于允许损伤,可用煤油或机油除锈、清洗表面并涂油或按原状态恢复表面防护层;若去除腐蚀产物后,螺栓直径已不满足设计公差要求,则必须予以更换。

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、修理与更换,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。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),可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。

10.4.6.5 金属有孔蜂窝结构件修理

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。

10.4.6.6 整体油箱修理

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。

例如,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) 对难于施工且无法确定渗漏的准确位置的失效情况,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。

10.4.6.7 口盖密封、防水失效修理

(1) 检查口盖、蒙皮对缝处的进水与密封材料老化情况。

(2) 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。

(3) 清理旧的密封剂时,注意不应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。

(4) 对经常积水的部位可增加排水孔,对可达的积水部位结构内表面应进行防腐表面处理。

10.4.6.8 系统卡箍、附件修理

腐蚀严重的卡箍和附件应更换新件。

10.4.6.9 操纵面修理注意事项

制订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。

10.4.6.10 修理记录与资料积累

(1) 做好每架飞机的腐蚀修理记录,包括:

- ① 进厂验收和状态记录。
- ② 腐蚀检查记录。
- ③ 大修工作记录(修理部位、修理方法和修理范围等);
- ④ 修理后检查验收记录;
- ⑤ 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。

参 考 文 献

- [1] 曹定国. 舰载飞机腐蚀控制设计指南[R]. 中国航空工业总公司科技局,1995.
- [2] 刘祖铭. 飞机结构腐蚀实例分析[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [3] 杜洪增. 飞机结构维修指南[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1993.
- [4] 解思适. 飞机设计手册 9 载荷强度刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2000.
- [5] 黄昌龙. 波音飞机金属结构修理实用技术[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [6] 刘文斑,李玉海,等. 飞机结构日历寿命体系评定技术[M]. 北京:航空工业出版社,2004.
- [7] 王宝忠. 飞机设计手册 10 结构设计[M]. 北京:航空工业出版社,2000.
- [8] 李金桂. 军用飞机腐蚀控制设计细则[R]. 中国航空工业总公司第六二一研究所,1995.
- [9] 李金桂. 现代表面工程设计手册[M]. 北京:国防工业出版社,2000.

第 11 章 飞机结构日历延寿技术

11.1 概 述

11.1.1 飞机的日历延寿

11.1.1.1 对飞机日历延寿的需求

1) 我国对早期服役飞机日历延寿的迫切需求

近年来我国对飞机日历延寿问题十分关注,注意力主要集中于早期开始服役、使用年限已接近或达到日历总寿命的现役机种。按照疲劳寿命(飞行小时数)和日历寿命(服役年限)“先达为准”的原则,当飞机已达到其日历总寿命时应该到寿、退役。但是对这些飞机由于前些年的使用(训练)强度(年飞行小时数)较低甚至很低,在达到日历总寿命时,其飞行小时数低于甚至远低于疲劳总寿命指标,具备着延长日历寿命(服役年限)的基本前提条件,而部队出自下列原因,对这些机种的飞机日历延寿有着迫切的需求。

(1) 为保卫广阔的领空,保持应对各种突发事件的作战能力,以及训练飞行员和其他方面的需求,各类战机均需维持一定的规模,现役飞机的日历延寿则是保证军用飞机的规模与作战能力的重要途径。

(2) 对于军用运输机、轰炸机及特种飞机而言,由于新型机种的研制从设计、生产到交付使用,需要较长的周期,购置合适的飞机的过程也需一定时间并存在一定的变数,因此会出现新老机种更替衔接对服役机种飞机日历延寿的需求。

(3) 先进飞机的研制和采购费用越来越昂贵,各类飞机的更新/替换必须考虑经费预算可以支持的程度,而现役飞机降低单位寿命周期的费用也对飞机使用的经济性有着重要作用。因此,为在有限的经费预算下,满足战备的总体要求,对现役飞机的日历延寿提出了重要的需求。

2) 飞机日历延寿问题的普遍性

虽然当前飞机的日历延寿主要针对早期开始服役、服役年限已经达到或接近日历总寿命的飞机,但是对近期开始服役的较新飞机机种,在过些年后也会面临达到或接近日历总寿命,需要考虑日历延寿的情况。即使对新研飞机而言,其

设计使用寿命中的使用年限(日历寿命)主要是依据对该型飞机在总体战略布局需要其完成战备使命的年限,结合实现的可能性而提出的,带有一定的前瞻性和预期性。在其投入使用的若干年内,战备形势的发展,使用情况的变化,经济性的要求均会有不同于设计预期的改变,同样会存在达到或接近设计服役年限(日历寿命)时对其进行日历延寿的问题。因此,飞机的日历延寿是一个长远的普遍性问题,它实质上就是国内外广泛关注的老龄飞机延寿问题,对老龄飞机日历延寿的需求也是长远、普遍的。

11.1.1.2 飞机日历延寿的意义

(1) 保障国防战备需求和提高飞机使用经济性是飞机日历延寿两项基本目的,以最低的经济代价确保国防战备对各类飞机规模与作战能力的要求则是飞机日历延寿的重要意义。

(2) 各航空大国对老龄飞机日历延寿的高度关注与明确要求说明了飞机日历延寿的重要意义,以美国空军为例,在美国国防部相关规划中提出了将现役主力机种的服役年限延长至2020年,部分作战机种甚至延寿至2040年的目标。

11.1.1.3 飞机日历延寿目标的提法

(1) 指定飞机机种日历延寿的过程应该是:提出日历延寿预期目标,采用日历延寿技术判断实现日历延寿目标的可能性,通过全面贯彻日历延寿技术所制订的日历延寿实施方案,实现飞机的日历延寿。日历延寿目标的提出是飞机日历延寿一项首要任务。

(2) 日历延寿目标是指在达到原定(设计)日历总寿命后仍能继续服役的年限。它主要依据该类飞机保持战斗力等战备要求对该机种飞机的延寿需求,结合对该型飞机现状对延寿年限的可行性分析以及经济性的考虑而提出。

(3) 日历延寿目标与经济性要求密切相关。如果主要从维持该类飞机规模出发,对经济性的要求会是一个重点考虑的因素,较高日历延寿目标导致过于复杂而昂贵的结构、机载设备(成附件)修理/更换方案是不可取的。但是,如果必须(或十分需要)该型飞机日历延寿以保持对该类飞机基本需求,那么即使付出较高的经济代价实现所需的日历延寿目标也是必要的。

11.1.1.4 飞机日历延寿的两个主要方面

(1) 飞机日历延寿包括不可缺少的两个方面,即飞机结构的日历延寿和机载设备(成附件)的日历延寿。

(2) 飞机结构的日历延寿是飞机日历延寿的基础和必须考虑的主要方面,结构是飞机实现其作战能力的载体,如果不能实现结构的日历延寿,飞机的日历延寿根本无从谈起。

(3) 机载设备(成附件)的日历延寿是飞机日历延寿不可缺少的组成部分,

也是一项涉及面很广、操作十分繁复的工作。机载设备(成附件)的有寿件很多,寿命指标并不规整,为实现飞机日历延寿指标,它们的延寿问题、更换问题必须全盘协调,统一安排,这不仅涉及到日历延寿目标能否达到,同时涉及到飞机日历延寿所要付出的经济代价是否可以接受。加之对一些早期服役飞机,其部分机载设备相对落后,可能已经停产,需要用新设备予以替代,更增加了机载设备(成附件)日历延寿的复杂性。

由于本书的内容是针对飞机结构,因此在本章中只阐述飞机结构的日历延寿,这里要指出的是,对飞机进行日历延寿时,在建立作为基础和主要方面的飞机结构日历延寿技术的同时,切不可忽略机载设备(成附件)日历延寿问题的研究。

11.1.2 飞机结构的日历延寿

11.1.2.1 飞机结构的日历寿命

(1) 飞机结构的使用寿命包括用飞行小时数(起落数)表示的疲劳寿命和用服役年限表示的日历寿命。在新机研制中设计使用寿命作为研制技术指标而提出,它对应着指定的设计使用方法(任务类型及其任务剖面、每种任务飞行次数以及使用环境等)和相应的设计载荷/环境谱,通过设计载荷谱下全尺寸结构疲劳(耐久性/损伤容限)试验和分析验证结构是否满足设计疲劳寿命要求;通过含防腐涂层试件加速腐蚀试验检验结构防腐体系在全日历寿命期间或日历修理间隔中的有效性,验证结构设计使用年限要求。在飞机投入使用后依据载荷测量数据修定设计谱得到反映平均使用情况的基准使用载荷谱,评定基准载荷/环境谱下的使用寿命——基准使用寿命。而对于早期未在研制中指定并验证设计使用寿命的现役飞机则通过载荷谱实测编制指定使用方法对应的基准使用载荷谱,进行全尺寸结构疲劳试验与分析,以及加速环境谱下试件的腐蚀试验,直接给出飞机结构基准使用寿命。

(2) 飞机结构的日历寿命是使用寿命的重要组成部分,它与疲劳寿命通常以“先达为准”的原则决定着飞机结构的首翻、大修和到寿。实质上日历寿命与疲劳寿命并非相互独立,而有着密切的相互联系与制约的关系。结构的疲劳寿命和年飞行小时数(飞行强度)决定着疲劳关键件的日历寿命(服役年限),是决定飞机结构日历寿命的重要基础。而且较长使用年限下环境腐蚀/老化不仅直接影响易腐蚀关键件的日历寿命,同时也会影响结构的疲劳寿命。

11.1.2.2 飞机结构的日历延寿

(1) 飞机结构的日历延寿是指飞机结构达到或接近日历总寿命时对日历寿命(服役年限)的延长,它是飞机日历延寿的基础,要进行飞机日历延寿,首先必

须完成飞机结构的日历延寿,给出飞机结构达到飞机日历延寿目标的可能性、日历延寿的技术方法与实施方案。由于环境腐蚀是决定飞机结构日历寿命的主要因素,因此也是飞机结构日历延寿的考虑重点。已建立的飞机结构日历寿命体系(实质上就是腐蚀条件下飞机结构使用寿命体系)评定技术(如文献[1]),可以作为飞机结构日历延寿的重要技术基础,并根据飞机结构日历延寿的特点与具体要求,建立工程适用的完整的飞机结构日历延寿技术。

(2) 要着重指出,由于日历寿命与疲劳寿命有着不可分割的关系,而且疲劳会直接导致飞机结构的破坏,是危及飞机结构飞行安全最重要的因素,所以在进行飞机结构日历延寿时必须同时关注结构的疲劳寿命与日历寿命,决不可认为日历延寿只是针对结构腐蚀损伤导致的功能失效,而必须首先分析飞机结构疲劳寿命的消耗情况及疲劳(部位)的疲劳损伤程度,从疲劳寿命角度研究实施日历延寿指标的可能性。而且,由于日历延寿对应着超过日历总寿命的服役年限,因此要视疲劳关键部位腐蚀防护的具体情况,考虑环境腐蚀对疲劳寿命的影响。

11.1.3 飞机结构日历延寿的前提条件

进行飞机结构日历延寿,必须具备如下前提条件。

(1) 基准使用寿命评定结论与相关信息,主要包括:

① 机群使用寿命通报所给出的疲劳与日历寿命(首翻期、修理间隔与总寿命)。

② 飞机结构检修大纲、包括检查、修理时间,部位,检查修理要求、方法及实施细则(包含裂纹和腐蚀损伤的检修)。

③ 飞机的基准使用载荷/环境谱;它是代表机群在规定使用方法下的平均使用情况的疲劳载荷谱,对于新机设计而言,基准使用载荷谱是通过使用中的载荷测量对设计谱的修正,而对现役飞机而言,则是直接由载荷谱实测与使用飞机飞行参数数据处理编制。因此,对新机而言,在提供基准使用载荷谱时,必须同时提供设计谱。

④ 全尺寸结构疲劳(耐久性/损伤容限)试验的重要信息,包括试验载荷谱,试验中的检查情况,结构裂纹出现时刻、部位、长度及修理措施、试验寿命结论。

⑤ 设计与定寿时采用的疲劳分析方法和模型,包括耐久性分析方法和模型,损伤容限分析方法和模型;以及关键件耐久性/损伤容限分析评定结果。

⑥ 用于检验防腐涂层有效性和评定日历修理间隔的模拟试件加速腐蚀研制试验的过程与结论。

(2) 进行日历延寿每架飞机的使用情况,主要包括:

- ① 实际使用年限的飞行履历,各年飞行的科目及次数。
 - ② 对带有飞行参数记录装置的飞机,提供已使用的飞行参数数据。
 - ③ 飞机结构的修理情况,特别是大修次数、每次大修时的检查、修理情况。
- (3) 日历延寿的预期目标及延寿期间的预期使用方法与使用强度。
- ① 由飞机日历延寿预期目标所决定的飞机结构日历延寿预期目标。
 - ② 预期使用方法包括延寿期间的飞行训练大纲及预期使用环境。
 - ③ 预期使用强度通常指预期年飞行小时数或损伤率。

11.2 飞机结构日历延寿的技术途径

11.2.1 飞机结构日历延寿的原则

进行飞机结构日历延寿,需要遵循的原则主要有以下两点。

1) 以单机为对象

机群内不同飞机的使用情况往往存在明显差异,体现在单机服役年限、使用强度、使用环境、载荷/环境时间历程存在差别,导致单机在达到日历寿命指标时的结构状态存在明显差别,主要表现为结构的疲劳损伤和腐蚀损伤程度的差异。即使服役年限、使用环境名义上相同的单机结构,由于结构品质和具体使用方法的差异,也会导致单机的疲劳和腐蚀损伤状态存在差异。同时,日历延寿应满足预期使用要求,不同飞机在达到日历总寿命后的预期使用条件也不一定相同。

从而,与机群定寿给出机群安全寿命结论不同,在进行飞机结构日历延寿时,应以单架飞机为对象,结合单机的具体情况进行延寿分析和处理。

2) 主要针对关键件进行

关键件决定着飞机结构的疲劳寿命和日历寿命,在达到日历寿命指标时,飞机上不同关键件的状态是不同的,从而在进行日历延寿时,应针对单机主要关键件进行。

关键件应在定寿给出的关键件清单的基础上,结合飞机结构损伤检查予以确定。

(1) 关键件选取的一般原则为:

- ① 影响结构安全的关键件,其一旦失效会导致飞机结构产生严重故障。
- ② 承受应力水平比较高,决定飞机结构疲劳寿命的关键件。
- ③ 遭受环境作用,一旦失效影响结构正常功能,而维修/更换费用又非常昂贵的关键件。

(2) 关键件的选取一般途径为:

① 定寿时确定的关键件。设计分析和验证(尤其是全尺寸耐久性/损伤容限、气候试验)给出的全机关键件清单,确定方法见文献[2]。

② 使用时对关键件的更新。根据飞机结构外场使用维护记录对①中关键件清单进行更新。

③ 延寿时应应对全机结构进行普查,以充分明确关键件以及相应的损伤状态。

(3) 全机关键件主要分为如下几类:

① 疲劳关键件。影响飞机结构疲劳寿命的关键件。主要包括承受应力水平比较高,影响结构安全,决定结构疲劳寿命的关键件;或虽然承受应力水平不高,但在腐蚀环境下容易发生疲劳失效的关键件。

② 腐蚀关键件。主要为功能件,通常承受应力水平不高,但是局部环境比较恶劣,材料抗腐蚀性能较差,容易发生腐蚀损伤而影响使用功能。

③ 应力腐蚀关键件。由于应力水平较高、局部环境因素影响容易出现应力腐蚀的关键件,这类关键件往往存在较大的局部装配应力。应力腐蚀是材料/结构在特定的使用环境下产生的破坏问题,由于使用环境因素非常复杂,而结构的应力往往由加工、装配、使用载荷等产生,当出现裂纹后,进行实际情况下的裂纹扩展分析往往是非常困难的,从而主要是通过选材、防腐、修理/更换或重新设计降低应力水平以及应力腐蚀发生的可能性,从而不作为日历延寿的主要关键件,在此不做详细叙述。

11.2.2 飞机结构日历延寿的步骤

1) 检查

采用无损检测手段对飞机结构进行全面检查,确定飞机结构关键件的损伤状态,包括疲劳损伤和腐蚀损伤,并进一步明确飞机结构的关键件。通常可采用的无损检测方法有:

(1) 常规目视检查方法。

(2) 光学一目视检查法。

(3) 借助工具的无损检测,包括磁粉、X射线、涡流、渗透、超声、红外、声发射、内窥镜等。

上述无损检查方法应结合飞机结构关键件特点进行,在飞机结构使用年限达到日历寿命指标后,通常需要对飞机结构进行拆卸,以进行全面损伤检查。检查后应详细记录飞机结构的损伤部位、关键件材料与连接特征、损伤形态与尺寸、原因等。若条件许可,应结合单机使用特点,建立每架飞机结构的损伤数据库。

以无损检测结果为基础,评估结构的损伤状态,根据对结构完整性和经济性的影响程度,对结构损伤进行评估与分类,可分为如下三类:

(1) 轻微损伤。结构存在损伤,未超过容许值,不修理也可使用一段时间,若要进行修理,仅做简单维修。

(2) 中等损伤。结构损伤比较严重,超过容许值,需要马上进行维修,个别需要采取补强修理措施。

(3) 严重损伤。结构损伤严重,局部修理已不满足使用要求;或者产生广布损伤,进行多处修理在经济上不合算,需局部或整体更换损伤件。

针对具体结构部位特点(形式、承载荷/环境)和损伤情况,损伤分类还应进一步细化和明确。

2) 疲劳寿命能否达到预期寿命的分析

针对疲劳关键件,分析其剩余疲劳寿命是否能达到预期日历延寿要求。主要包括:

(1) 考虑腐蚀环境影响,选取合理的疲劳分析方法,评估疲劳关键件的疲劳损伤或消耗寿命。

(2) 以疲劳关键件的损伤(疲劳损伤和腐蚀损伤)情况为基础,根据其预期的使用要求,采用考虑腐蚀损伤影响的疲劳分析方法,评估飞机结构的剩余疲劳寿命,分析结构的剩余寿命能否达到预期日历延寿指标的要求。

(3) 制订为达到预期日历延寿要求对应的检查、修理,甚至更换的措施,并进行分析验证。

3) 日历寿命能否达到预期日历延寿目标的分析

主要针对腐蚀关键件,分析其能否达到预期日历延寿目标要求。主要包括:

(1) 根据无损检测结果,确定关键件的腐蚀损伤状态。

(2) 以腐蚀关键件的损伤情况为基础,根据预期的使用要求,重新评估防腐措施的有效性,预测腐蚀损伤演化过程,分析其剩余使用年限是否满足预期日历延寿目标要求。

(3) 制订为满足日历延寿目标要求而采取的维护、修理甚至更换的措施。

(4) 相关措施有效性的分析与验证。

4) 结论

综合全机所有疲劳关键件和腐蚀关键件的日历延寿分析结果,从保证结构安全性的角度出发,给出飞机结构能否达到日历延寿目标的结论以及对应的维护、修理与更换措施,并结合经济性评估,判断能否接受上述日历延寿结论。

11.3 早期服役飞机的日历延寿

11.3.1 早期服役飞机的特点

如前所述,早期服役飞机指的是设计定型较早,服役年限较长的飞机,此类飞机具有如下特点:

(1) 在飞机设计定型时,此类飞机可能并未全面贯彻防腐设计措施,即使贯彻了防腐设计措施,限于当时的材料、工艺和设计水平,在腐蚀环境下长期使用过程中关键件会出现明显的腐蚀损伤。

(2) 飞机的使用强度往往比较低,在达到日历寿命指标后,其消耗的疲劳寿命明显小于疲劳定寿给出的疲劳指标寿命。

(3) 由于不具备在使用过程中获取单机载荷—时间历程参数的条件,尚未贯彻单机寿命监控,因此,此时应认为单机载荷—时间历程可用基准载荷谱表示。

11.3.2 早期服役飞机日历延寿的技术途径

参照日历延寿总体技术途径,结合早期服役飞机的使用特点,其日历延寿的技术途径为:

(1) 根据疲劳损伤和腐蚀损伤的全面检查结果,选取关键件,评估飞机结构的损伤状态。

(2) 对疲劳关键件进行日历延寿分析,分析其剩余疲劳寿命是否满足日历延寿要求。

① 考虑腐蚀环境影响,分析飞机结构的疲劳损伤和消耗寿命。

② 按预期使用要求(使用强度和使用环境),分析飞机结构的剩余寿命,包括剩余疲劳寿命和相应的使用年限。

③ 对疲劳关键件的剩余寿命与预期日历延寿指标对应的疲劳寿命进行对比,通常出现如下3种情况:

a. 如果满足日历延寿要求,则对结构进行腐蚀修理,实现日历延寿。

b. 如果不满足日历延寿要求,经检查结构未见裂纹,则对结构进行损伤容限分析,计算安全裂纹扩展寿命,如果剩余寿命与安全裂纹扩展寿命之和大于日历延寿目标对应的疲劳寿命,则可通过损伤容限分析实现日历延寿。

c. 如果通过引入安全裂纹扩展周期仍不满足日历延寿要求,或结构关键部位已检查出裂纹,可以采用耐久性经济修理的方法实现日历延寿,即通过局部裂

纹修理、补强降低结构应力水平以延长结构的疲劳寿命,个别情况甚至要进行构件的更换,采用这种途径,制订详细的检查和修理方法十分重要,由于需进行经济修理,甚至更换构件,所付出的经济代价较高,因此,这种方法(途径)只有在对达到日历延寿指标的需求十分迫切时才采用,并必须进行经济性评估。

(3) 对腐蚀关键件进行日历延寿分析。

- ① 评估腐蚀关键件的腐蚀损伤状态。
- ② 根据预期使用要求,拟定维修措施。
- ③ 进行模拟试件的加速腐蚀试验验证。
- ④ 制订维修措施。

(4) 全机日历延寿结论。针对预期日历延寿要求,综合疲劳关键件和腐蚀关键件的日历延寿结论,给出全机日历延寿结论,以及关键件的检修方案。相应技术途径如图 11-1 所示。

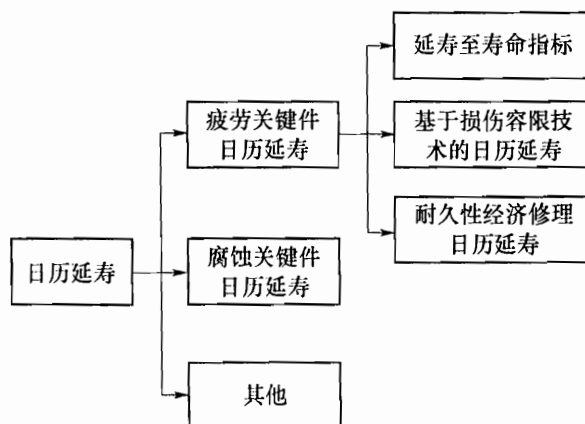


图 11-1 早期服役飞机日历延寿途径

11.3.3 疲劳寿命能否达到日历延寿目标要求的分析

11.3.3.1 准备工作

在对疲劳关键件进行日历延寿分析时,除要具备 11.1.3 节中要求的前提条件外,通常应给出关键件的腐蚀影响系数曲线 $m(T)$,它是考虑飞机结构的实际使用环境,针对关键件的局部环境,通过分析和试验确定的腐蚀环境对关键件寿命的影响曲线,与使用环境和使用时间有关,由地面停放预腐蚀影响系数曲线 $C(T)$ 和空中环境影响系数 K 构成^[1]。为了确定该曲线,涉及到飞机结构的使用环境编制、局部环境谱编制、加速环境谱和当量加速关系的确定、以及材料/结构试件的疲劳/腐蚀性能测试,包括试验模拟试件在加速试验环境谱或外场曝露

的预腐蚀疲劳试验、腐蚀疲劳试验、腐蚀—疲劳交替试验,以及数据处理分析等内容,详细内容可参考文献^[1]。

11.3.3.2 考虑腐蚀影响的寿命分析

腐蚀环境会降低材料/结构抗疲劳性能,加剧疲劳损伤。应以结构定寿阶段关键件寿命分析、验证试验和全尺寸试验结果为基础,考虑腐蚀环境的影响,采取如下方法评估已飞历程产生的疲劳损伤或消耗寿命。

1. 疲劳寿命修正方法

以 N 表示飞行小时数,以 T 表示使用时间(通常以年为单位),引入腐蚀影响系数曲线 $m(T)$ 。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 损伤相当的当量室温大气环境下的飞行小时数 ΔN_j^* (称为当量飞行小时数)为:

$$\Delta N_j^* = \int_{T_{j-1}}^{T_j} \frac{dN}{m(T)} \approx \frac{\Delta N_j}{\frac{\int_{T_{j-1}}^{T_j} m(T) dT}{\Delta T_j}} \approx \frac{\Delta N_j}{m_j} \quad (11-1)$$

式中: m_j 为第 j 年的腐蚀影响系数, $m_j = m(T_j)$ 。

ΔN_j 个飞行小时对应的损伤为:

$$d_j = \frac{\Delta N_j^*}{N_i^*} \approx \frac{\Delta N_j}{N_i^* \cdot m_j} \quad (11-2)$$

式中, N_i^* 为对应的室温大气环境下的寿命。

假定飞机结构在最近一次修理后对应的一般环境下的疲劳寿命间隔用 N^* 表示,在修理后使用 n 年达到日历寿命指标,则对应的用当量飞行小时数

$$(\Delta N_j^*) \text{ 表示的消耗寿命为 } N_c^* = \sum_{j=1}^n \Delta N_j^*, \text{ 损伤为 } D = \frac{\sum_{j=1}^n \Delta N_j^*}{N^*}。$$

这种方法直接以飞行小时数作为飞机损伤的衡量,不涉及载荷谱和关键件应力谱。

2. 疲劳分析方法

1) 腐蚀条件下的名义应力法

(1) 地面停放 $T-p-S-N$ 曲线。由于受腐蚀环境影响,结构的 $p-S-N$ 曲线随使用时间 T 变化,通常可采用幂函数或三参数式表示。

幂函数式:

$$S^{m_p(T)} \cdot N_p(T) = C_p(T) \quad (11-3)$$

式中, $m_p(T)$ 、 $C_p(T)$ 为预腐蚀时间 T 后 $p-S-N$ 曲线参数。

三参数式:

$$S = C_p(T) \left(1 + \frac{A_p(T)}{N_p^{\alpha_p(T)}(T)} \right) \quad (11-4)$$

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。

式中相关参数建议应根据定寿结论和 $m(T)$ 曲线反推得到, 具体过程可以参考文献[1]。

(2) 损伤计算。

① 设一个完整的载荷谱周期有 m 级载荷, 对应 H 个飞行小时。若飞机第 j 年的飞行小时数为 $(YFH)_j$, 则第 j 年的损伤为

$$D(j) = \frac{(YFH)_j}{H} \sum_{i=1}^m \frac{n_i(j)}{N_{p,i}(j)} \quad (11-5)$$

式中: $n_i(j)$ 为第 j 年第 i 级应力作用的次数; $N_{p,i}(j)$ 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, $N_{p,i}(j)$ 由反推得到的第 j 年的 $p-S-N$ 曲线求出, 基于三参数式的结果是:

$$N_{p,i}(j) = \left(\frac{\frac{A_p(j)}{S_i^*}}{\frac{C_p(j)}{S_i^*} - 1} \right)^{1/\alpha_p(j)} \quad (11-6)$$

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; $C_p(j)$ 为第 j 年 $p-S-N$ 曲线参数疲劳极限。

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, 对 $N_{p,i}(j)$ 乘以空中腐蚀疲劳影响系数 K 加以修正。从而有

$$D'(j) = \frac{D(j)}{K} \quad (11-7)$$

(3) 累积损伤和消耗寿命。按线性累积损伤逐年累加损伤, 若飞机结构使用 n 年, 则总损伤为:

$$D = \sum_{j=1}^n D'(j) \quad (11-8)$$

对应的消耗寿命为: $N_c^* = D \cdot N^*$ 。

2) 腐蚀条件下的局部应力—应变法

(1) 不同地面停放时间的疲劳缺口系数。地面停放 j 年后, 对应可靠度 p 的疲劳缺口系数 $K_{fp}(j)$ 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室温大气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 $K_{fp}(j)_0$, 直至计算寿命与安全寿命 $N_p(j)$ 一致。

(2) 损伤计算。得到关键部位第 j 年的疲劳缺口系数 $K_{fp}(j)$ 后,局部应力—应变变的关系为

$$\Delta\sigma\Delta\varepsilon = \frac{[K_{fp}(j) \cdot \Delta S]^2}{E} \quad (11-9)$$

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,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。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

$$\varepsilon_{ai} = \frac{(\sigma'_f - \sigma_{mi})}{E} (2N_i(j))^b + \varepsilon'_f (2N_i(j))^c \quad (11-10)$$

式中: σ'_f 为疲劳强度系数、 b 为疲劳强度指数;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小时数为 $(YFH)_j$, 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

$$D(j) = \frac{(YFH)_j}{H \cdot K} \sum_{i=1}^m \frac{n_i(j)}{N_i(j)} \quad (11-11)$$

式中, K 为空中腐蚀疲劳影响系数。

(3) 累积损伤和消耗寿命。按线性累积损伤逐年累加损伤,若飞机结构使用 n 年,则总损伤为:

$$D = \sum_{j=1}^n D(j) \quad (11-12)$$

对应的消耗寿命为: $N_c^* = D \cdot N^*$ 。

3. 耐久性分析方法

1) 裂纹萌生方法(CIA)

(1) 预腐蚀条件下指定使用时间对应的各应力区 $p(i, t)$ 。若飞机在任意一年(第 j 年)中的使用强度(飞行小时数)为 $(YFH)_j$ ($j=1, 2, \dots$), 则由 Miner 理论计算对应存活率 p 的疲劳损伤见式(11-7)。

指定 p 下使用 n 年(即:总飞行小时数 $N = \sum_{j=1}^n (\text{YFH})_j$) 的总损伤为:

$$D_p(n) = \sum_{j=1}^n D_p(j) \quad (11-13)$$

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。

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) 腐蚀条件下结构损伤度评定与经济寿命预测。

① 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 $\bar{N}(i, t)$ 和标准差 $\sigma_N(i, t)$ 为:

$$\begin{cases} \bar{N}(i, t) = N_i p(i, t) \\ \sigma_N(i, t) = \{N_i p(i, t) [1 - p(i, t)]\}^{1/2} \end{cases} \quad (11-14)$$

式中, N_i 为第 i 个应力区中的细节总数。

② 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 $\bar{L}(t)$ 和标准差 $\sigma_L(t)$ 为:

$$\begin{cases} \bar{L}(t) = \sum_{i=1}^m \bar{N}(i, t) \\ \sigma_L(t) = \left[\sum_{i=1}^m \sigma_N^2(i, t) \right]^{1/2} \end{cases} \quad (11-15)$$

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:

$$L_R(t) = \bar{L}(t) + u_R \sigma_L(t) \quad (11-16)$$

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。

③ 损伤度评估与经济寿命预测。

a. 损伤度评估。损伤度平均值

$$D_m = \left\{ \begin{array}{l} \bar{L}(t) \\ \frac{\bar{L}(t)}{N} \end{array} \right. \quad (11-17)$$

式中: $N = \sum N_i$ 为细节总数。

损伤度上界

$$D_R = \begin{cases} L_R(t) \\ \frac{L_R(t)}{N} \end{cases} \quad (11-18)$$

b. 经济寿命预测。给定经济修理极限 a_e 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。

2) 概率断裂力学方法

(1) 预腐蚀条件下结构原始疲劳质量。

预腐蚀时间 T 后结构原始疲劳质量(EIFS)分布特性为:

① 双参数威布尔分布

$$F_X(x) = \exp \left[- \left(\frac{\ln \left(\frac{a_r}{x} \right)}{(Q\beta)_T} \right)^{\alpha_T} \right] \quad (11-19)$$

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

$$F_X(x) = 1 - \Phi \left[\frac{\ln \frac{a_r}{x} - (\mu_Z)_T}{(\sigma_Z)_T} \right] \quad (11-20)$$

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。

(2) 腐蚀条件下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室温大气环境下相对小裂纹扩展公式基础上进行修正得到。

$$\left(\frac{da(t)}{dt} \right)_c = Q_c(T) a(t) \Rightarrow \ln \left(\frac{da(t)}{dt} \right)_c = \ln Q_c(T) + \ln a(t) \quad (11-21)$$

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通常假定指数 b 与腐蚀环境、腐蚀时间无关, 并通常取 $b = 1$ 。

腐蚀条件下的裂纹扩展率为

$$\gamma_c(T) = \eta_G(T) \xi_A \quad Q_c(T) = \eta_G(T) \xi_A Q_0 \quad (11-22)$$

式中: $\gamma_c(T)$ 为裂纹扩展率腐蚀影响系数; $\eta_G(T)$ 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。 Q_0 为未腐蚀结构有效扩展速率参数。

腐蚀条件下的裂纹扩展速率与应力水平的关系如下:

$$Q_c(T) = \eta_G(T) \xi_A \gamma \sigma^L \quad (11-23)$$

(3) 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:

$$F_{a(T,t)}(a) = \exp \left\{ - \left[\frac{\ln \frac{x_u(T,t)}{a}}{(Q\beta)_T} \right]^\alpha \right\} \quad (11-24)$$

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。

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 $(T_i - T_{i-1})$ ($i=1, \dots, n$) 后飞行小时数为 $(t_i - t_{i-1})$,则有:

$$\begin{aligned} x_u(T,t) &= a_r \exp \left(\int_0^t Q_c(T) d\tau \right) \\ &= a_r \exp \left(\int_0^{t_1} Q_c(T_1) d\tau + \dots + \int_{t_{n-1}}^{t_n} Q_c(T_n) d\tau \right) \end{aligned} \quad (11-25)$$

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:

$$(Q\beta)_T = (Q\beta)_0 (1 - AT^B) \quad (11-26)$$

式中: $(Q\beta)_0$ 为室温大气环境下结构细节的 EIFS 分布函数的比例参数; A 、 B 为曲线参数。

若结构细节在第 j 年的飞行强度为 $(YFH)_j$,则结构使用 n 年后的裂纹尺寸分布函数为:

$$F_{a(n,t)}(a) = \exp \left\{ - \left[\frac{\ln \frac{a_r}{a} + \sum_{j=1}^n Q_c(j) \cdot (YFH)_j}{(Q\beta)_0 (1 - A \cdot n^B)} \right]^\alpha \right\} \quad (11-27)$$

当取 $a_r = a_c$ 时,上式为:

$$p(i,t) = 1.0 - \exp \left\{ - \left[\frac{\sum_{j=1}^n Q_c(j) (YFH)_j}{(Q\beta)_0 (1 - A \cdot n^B)} \right]^\alpha \right\}, \quad (11-28)$$

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:

$$F_{a(T,t)}(a) = 1 - \Phi\left[\frac{\ln \ln \frac{x_u(T,t)}{a} - (\mu_z)_T}{(\sigma_z)_T}\right] \quad (11-29)$$

式中: $x_u(T,t)$ 意义同前; $(\mu_z)_T$ 为 t 时刻随机变量 $Z = \ln(Q_c(T)t(T))$ 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。

经地面停放时间 T 后, 得到室温大气环境下的指定裂纹尺寸 a_r , 对应的裂纹萌生寿命 $t_i(T)$ ($i=1, \dots, n$) (n 为试件数), 假设裂纹扩展寿命服从对数正态分布, 从而有:

$$t(T) = \exp\left(\sum_{i=1}^n \ln t_i(T)\right) \quad (11-30)$$

$$(\mu_z)_T = \ln(Q_c(T) \cdot t(T)) \quad (11-31)$$

对不同停放时间后结构在室温大气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 $\sigma_z = 0.176 \sim 0.2$ 。

$$F_{a(n,t)}(a) = 1 - \Phi\left[\frac{\ln\left(\ln \frac{a_r}{a} + \sum_{j=1}^n Q_c(j)(YFH)_j\right) - (\mu_z)_T}{\sigma_z}\right] \quad (11-32)$$

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。

当取 $a_r = a_e$ 时, 上式为:

$$p(i,t) = \Phi\left[\frac{\ln\left(\sum_{j=1}^n Q_c(j)(YFH)_j\right) - (\mu_z)_n}{\sigma_z}\right] \quad (11-33)$$

(4) 损伤度评估与经济寿命预测。详细情况见 11.3.3.2.3 节。

4. 疲劳分析方法的比较与分析

(1) 疲劳寿命修正方法直接以腐蚀影响系数曲线修正年飞行小时数, 不需要确定载荷谱和关键件的应力谱, 相对比较简单。

(2) 针对早期服役飞机, 由于缺少单机跟踪措施, 无法获取单机实际使用载荷谱, 更不可能得到对应已飞历程的关键件应力谱, 进行疲劳关键件的损伤分析时, 在定寿时采用的比较大的疲劳分散系数(如 4)的保证下, 往往默认飞机的载荷谱与定寿所用载荷谱相同, 在此情况下, 上述各种方法得到的结果是相同的。

(3) 关于关键件疲劳分析或损伤分析方法的选取,一般应取定寿时采用的经研制试验或全尺寸疲劳试验结果验证的分析方法。

5. 基于飞行科目的寿命分析

1) 对 11.3.3.2.1 ~ 11.3.3.2.3 节中方法的分析

11.3.3.2.1 ~ 11.3.3.2.3 中假定单机载荷谱与定寿所用载荷谱相同,如前所述,对早期服役飞机,定寿所用的载荷谱是针对部队实际飞行大纲,通过载荷谱实测编制而成的反应机群平均使用情况的载荷谱,这种假设实际要求单机使用过程严格按飞行大纲进行,但是单机的实际使用情况与预定使用要求往往存在差别,各年飞行的科目及次数与飞行大纲不完全一致。在这种情况下,如果假定单机载荷谱与定寿载荷谱相同,则会导致对单机疲劳损伤的评估不准确,可能造成偏危险或不经济的结果。为了能够更准确的评估使用任务差异性造成的损伤差异,结合定寿信息和使用特点,可以采用基于飞行科目的寿命分析。

基于飞行科目的寿命分析方法通过对飞行履历的调查和整理,针对飞机结构的使用以飞行科目为基本单元的特点,以飞行科目损伤来评估飞机结构的实际使用损伤,它将单机的实际使用过程分解为一系列飞行科目的组合,仍假定单机使用过程中某一飞行科目对应的载荷谱和关键件的应力谱与定寿谱中相应科目相同。其核心是采用合理的方法评估飞行科目对应的损伤。它需要结合研制和定寿试验,确定各飞行剖面占总损伤的比例。

2) 基于飞行科目的寿命分析

基于飞行科目的寿命分析基本步骤为:

(1) 以飞行大纲和对应的载荷谱为基础,将一个基本寿命周期 H 对应的使用过程分解为若干飞行科目的组合 $\text{Pro}_i (i = 1, \dots, n)$,将载荷谱按飞行科目进行分解,给出每个飞行科目对应的载荷—时间历程(飞行科目谱)以及对应每个典型飞行科目的关键件应力谱(飞行科目应力谱)。

(2) 采用经过研制试验和全尺寸疲劳试验结果验证的疲劳分析方法,如名义应力法或局部应力—应变法,分析计算不同飞行科目对应的疲劳损伤 $d_i (i = 1, \dots, n)$,以及基本寿命周期对应的损伤 D_0 。

(3) 计算不同科目疲劳损伤占基本周期损伤的比例关系 $k_i = d_i / D_0$;

(4) 根据单机飞行履历,按实际使用过程将单机已飞历程整理为连续的飞行科目组合;通常以飞行年为单位,将其分解为若干飞行科目的组合。

(5) 计算第 j 年第 i 个飞行科目对应的损伤比例。假设第 j 年对应的飞行科目组合为 $\text{Pro}_{i,j}$,第 i 个飞行科目次数为 n_i ,则第 j 年第 i 个飞行科目占基本周期损伤的比例关系为:

$$k_{i,j} = \frac{n_i \cdot k_i}{m(j)} \quad (11-34)$$

(6) 按下式计算第 j 年的损伤:

$$d = \sum_{i=1}^n k_{i,j} = \sum_{i=1}^n \frac{n_i \cdot k_i}{m(j)} \quad (11-35)$$

(7) 已飞历程 (m 年) 对应的总损伤为:

$$D = \sum_{j=1}^m \sum_{i=1}^n k_{i,j} = \sum_{j=1}^m \sum_{i=1}^n \frac{n_i \cdot k_i}{m(j)} \quad (11-36)$$

对应的消耗寿命为 $N_c^* = D \cdot N^*$ 。

3) 分析。这种基于飞行科目的损伤分析方法需要全面掌握定寿的信息和单机的飞机履历,与 11.3.3.2.1 ~ 11.3.3.2.4 节中方法相比,由于考虑了单机实际使用过程,损伤分析结果更准确合理。

11.3.3.3 剩余寿命分析

1. 前提条件

(1) 预期使用强度。通常要给出以年飞行小时数 ΔN 表示的预期使用强度,同样假定预期使用载荷谱与定寿所用基准载荷谱相同,如果飞机的使用任务改变,则要对预期使用载荷谱与基准载荷谱损伤的差异进行分析和试验验证。

(2) 预期使用环境对应的寿命影响系数。根据对飞机结构预期使用条件和环境的预测,确定飞机结构后续使用的腐蚀影响系数曲线 $m(T)$ 。需要说明的是:通常在进行延寿时,要对关键件进行全面的检查,检查时可能要要进行飞机结构分解,如果飞机结构还具有延寿价值,则要根据关键件的损伤情况(含疲劳损伤和腐蚀损伤)采取相应的修理措施。此时腐蚀影响系数曲线中的时间坐标从延寿时开始,而不是日历使用年限的累加。

2. 剩余寿命分析

1) 当量室温大气环境下的剩余寿命

当量为室温大气环境下的剩余寿命为: $N_R^* = (1 - D) \cdot N^*$, 它表示了飞机结构的疲劳寿命裕度。

但是飞机结构的剩余寿命与使用环境和使用强度有关,当量室温大气环境下的剩余寿命不能直接作为预期使用环境下的剩余寿命,应针对预期使用要求,采用 11.3.3.2 节中的疲劳分析方法,确定疲劳关键件的剩余寿命。在进行剩余寿命分析时,需要注意应针对预期使用要求,结合预期的使用强度和应力谱以及环境参数进行分析,其思路与步骤与 11.3.3.2 相同,在此仅以疲劳寿命修正方法为例进行叙述,其他方法可以参考 11.3.3.2 节。

2) 疲劳寿命修正方法

(1) 按预期使用要求,若后续使用年飞行强度为 ΔN 个飞行小时,则以年为单位依次计算与 ΔN_j 损伤相当的当量室温大气环境飞行小时数 $\Delta N_j^* = \frac{\Delta N}{m_j}$ 。

(2) 逐年累加当量飞行小时数,当 $\sum_{i=1}^{n_R} \frac{\Delta N}{m_j} = N_R^*$ 时,寿命终止。

(3) 按预期使用要求,飞机结构的剩余寿命为 $N_R = \sum_{j=1}^{n_R} \Delta N_j$,使用年限为 n_R 年。

11.3.3.4 延寿分析

若日历延寿目标为:使用年限 T_c ,按照延寿使用强度对应的疲劳寿命为 N_c 。根据疲劳关键件的剩余寿命 N_R 和 N_c 的比较,分如下 3 个层次进行疲劳关键件的延寿分析。

1. 剩余寿命满足日历延寿目标要求的情况

如果疲劳关键件的剩余寿命 N_R 大于等于日历延寿目标对应的疲劳寿命 N_c ,则可给出疲劳关键件满足日历延寿目标 T_c 要求的结论。在延寿前的全面检修中要对有腐蚀损伤的疲劳关键件进行必要的腐蚀修理。

2. 剩余寿命不满足日历延寿目标要求的情况

如果疲劳关键件剩余寿命不满足日历延寿目标要求,即疲劳关键件的 N_R 小于 N_c ,则根据如下两种情况采取不同的措施:

(1) 关键件未发现裂纹,腐蚀损伤在容限范围内,可采取损伤容限技术延寿。

(2) 出现可见的疲劳裂纹时,采取耐久性经济修理,甚至更换的方法进行延寿。

3. 采用损伤容限技术进行日历延寿

根据无损检测结果,将腐蚀损伤进行量化,当量为初始裂纹,相关方法可参考文献[3],采取经过定寿研制试验验证的裂纹扩展分析方法,进行安全裂纹扩展寿命分析。

采用损伤容限技术进行延寿依赖于损伤检测手段,其核心是安全裂纹扩展寿命的确定,其确定方法可参考文献[4, 5],下面介绍一种工程处理方法:

(1) 初始缺陷尺寸的确定。初始裂纹形态与尺寸按相应规范要求,具体内容可参考文献[5]。

(2) 考虑腐蚀环境影响的裂纹扩展规律。

① 预腐蚀影响。进行预腐蚀不同时间后的结构使用载荷谱下的裂纹扩展

规律测试,确定预腐蚀后的裂纹扩展规律

$$(da/dt)_T = C(T)(da/dt)_0 \quad (11-37)$$

式中: $(da/dt)_0$ 为室温大气环境下的裂纹扩展规律; $(da/dt)_T$ 为预腐蚀 T 时间后的裂纹扩展规律; $C(T)$ 为预腐蚀影响系数。

② 腐蚀疲劳影响。进行腐蚀环境下的使用载荷谱下的裂纹扩展试验,确定腐蚀疲劳裂纹扩展规律

$$(da/dt)_c = Q(da/dt)_0 \quad (11-38)$$

式中: $(da/dt)_c$ 为腐蚀环境下的裂纹扩展规律; Q 为腐蚀疲劳影响系数。

③ 综合环境影响的裂纹扩展规律。综合预腐蚀和腐蚀疲劳影响,确定裂纹扩展规律为:

$$da/dt = Q \cdot C(T)(da/dt)_0 \quad (11-39)$$

(3) 临界裂纹尺寸 a_c 的确定

① 预腐蚀环境对断裂韧度的影响。进行预腐蚀不同时间后的断裂韧度测试,建立随使用时间变化的断裂韧度

$$K_C = C_K(T)K_{C0} \quad (11-40)$$

式中: K_{C0} 为室温大气环境下的断裂韧度; K_C 为预腐蚀后的断裂韧度; $C_K(T)$ 为预腐蚀影响系数。

② 腐蚀环境对断裂韧度的影响。进行使用环境下的断裂韧度测试,确定使用环境下的断裂韧度

$$(K_C)_c = Q_K K_{C0} \quad (11-41)$$

式中, $(K_C)_c$ 为腐蚀环境下的断裂韧度; Q_K 为腐蚀环境下断裂韧度的影响系数。

③ 综合预腐蚀环境和腐蚀环境对断裂韧度的修正

$$K_C = Q_K C_K(T)K_{C0} \quad (11-42)$$

④ 临界裂纹尺寸的确定

根据结构的几何特点,假定的裂纹形态,按断裂准则确定临界裂纹尺寸 a_c , 满足:

$$K(a_c) \leq K_C$$

(4) 腐蚀条件下的裂纹扩展分析。假定预期的使用强度为 ΔN , 初始裂纹尺寸为 a_0 , 则按如下累积损伤法确定结构裂纹尺寸:

① 结构继续服役 j 年的裂纹扩展量为 $\Delta a = \int_0^{j \cdot \Delta N} \frac{da}{dt} dt$ 。

② 结构继续服役 j 年后的裂纹长度为 $a = a_0 + \Delta a$ 。

③ 若 $a < a_c$, 则按上述过程继续分析, 直至 $a = a_c$ 为止。则对应的裂纹扩展寿命为 $j \cdot \Delta N$, 取与定寿时相同的裂纹扩展安全系数 SF (通常取 2), 确定安全裂纹扩展寿命为 $t = j \cdot \Delta N / SF$ 。即为腐蚀环境下的安全裂纹扩展寿命。

在进行裂纹扩展分析时, 要考虑载荷交互作用的影响, 选取合理的分析模型, 如 Wheeler、Willenborg、Closure 模型等, 相关方法和内容可参考文献[4]。

11.3.3.5 采用耐久性修理进行日历延寿

1. 按耐久性经济修理进行日历延寿步骤

按耐久性经济修理进行日历延寿包含的内容有:

- (1) 选取修理方法, 制订修理方案。
- (2) 修理后的寿命分析和验证。
- (3) 日历延寿结论。

2. 修理方法和修理后寿命分析要点

在保证经济性的前提下, 针对不同的结构形式和损伤状态采取不同的修理方法。

(1) 打磨。

① 对象: 板状件、圆角、凸台等部位。

② 修理方法: 分手工打磨和机械打磨两种方法。手工打磨是用研磨纸或金属棉用手擦的方式除去损伤; 机械打磨方式有使用砂轮、喷丸或喷砂、刮削 (用硬质合金尖刮刀)、金属丝刷机械打磨。

③ 修理后寿命分析: 局部打磨针对的是损伤不严重的情况, 修理后结构刚度基本无影响, 局部名义应力变化不明显, 但是由于结构几何尺寸变化造成应力集中, 应重新进行疲劳分析评定结构的寿命。

(2) 铰孔 (+ 强化)。

① 对象: 含孔结构。

② 修理方法: 采用铰刀将孔边裂纹和前缘塑性区铰去; 然后采用喷丸处理、冷加工紧固件、干涉配合等措施进行强化。

③ 修理后寿命分析: 孔径变大, 局部应力场发生变化, 应进行疲劳寿命分析; 若进行了强化, 还要考虑强化措施带来的增寿效益。

(3) 补强。

① 对象: 结构的疲劳或腐蚀损伤超过临界损伤, 采取打磨、强化等修理方法无法满足强度要求的结构。

② 修理方法: 采取机械方法去除损伤后, 采取贴片、铆接和螺接加强片的方法, 对局部加强。

③ 修理后寿命分析: 局部结构有变化, 刚度也发生变化, 修理后的疲劳关键

部位会发生变化,应重新进行有限元分析,确定疲劳关键部位的寿命。

(4) 修理后结构寿命的分析与验证。对于局部腐蚀严重,修理后结构刚度、强度发生变化的结构,应重新进行有限元分析,确定局部应力—应变场,按 11.3.3.2 节中方法进行疲劳分析评定寿命是否满足延寿目标;在必要的时候,还要进行结构模拟试件甚至构件的强度验证试验。在此不做赘述。

11.3.3.6 疲劳关键件的综合分析

综合飞机结构上不同疲劳关键件的日历延寿结果,从经济性和满足要求的角度出发,给出延寿结论和相应的维修措施。

11.3.4 日历寿命能否达到日历延寿目标的分析

11.3.4.1 腐蚀关键件的分类

1. 分类原则

在进行腐蚀关键件分类时要考虑如下原则:

(1) 对结构完整性影响程度。

① 对结构安全性的影响:是否是对结构安全起主要作用的关键件。

② 对结构功能的影响:关键件失效是否明显影响结构功能。

③ 对经济性的影响:关键件失效是否会导致飞机结构失效而退役或者造成严重的维护费用。

④ 对维修性的影响:关键件发生腐蚀损伤后,进行修理是否方便可行。

(2) 材料/结构特点。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,这些部位往往存在几何不连续、容易积存腐蚀溶液。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。

(3) 腐蚀环境严重程度。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部位。

(4) 腐蚀损伤的程度。根据外场调研的腐蚀损伤关键件,在对结构功能、使用不产生影响的情况下,应将容易产生严重腐蚀的关键部位列为腐蚀关键件。

(5) 所处部位。对难以进行检修、对结构功能和寿命有明显影响的部位,应列入腐蚀关键件清单。

2. 分类

1) 按部位分类

根据腐蚀关键件在飞机结构上的部位以及腐蚀环境的特点,通常将腐蚀关

键件分为如下 3 类。

(1) 内部腐蚀关键件。处于飞机内部,其腐蚀环境主要是由于外部腐蚀环境进入造成的局部腐蚀环境,局部环境与结构形式、防腐设计有密切关系,并且往往不易检查维护;这些部位往往难以检查和修理,一般要求在可延日历间隔内结构不发生无法修复的腐蚀损伤。

(2) 外露腐蚀关键件。位于飞机外部,通常为蒙皮表面,由于直接与外界腐蚀环境接触,容易产生腐蚀损伤;由于其可检可修,在大修时全部涂层均清除后更新,因此不要求在日历间隔内保持完好,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,则要求至少在日历修理间隔中期不产生涂层失效。

(3) 半外露腐蚀关键件。常常是开口、舱门等敞开后容易与外界接触的关键部位,这些部位由于在部分时间内直接与外界环境接触,从而不严格属于内部结构,也并非在全寿命期与外界环境接触,从而也不属于外露关键件,但其使用环境基本与外露环境相同。这些部位允许进行视情检修,从而要求至少在日历间隔中期不产生明显的腐蚀损伤。

2) 按对飞机结构完整性的影响分类

按 11.3.3.2.1 节中的原则,通常将腐蚀关键件分为 5 类,见表 11-1。

表 11-1 腐蚀关键件的分类

序号	分类	说明
1	A	腐蚀严重,需要更换
2	B	腐蚀比较严重,需要补强
3	C	腐蚀不十分严重,需要修理
4	D	腐蚀不严重,简单修理
5	E	腐蚀不明显,不需要修理

11.3.4.2 腐蚀关键件日历延寿的一般方法

腐蚀关键件日历延寿基本途径如图 11-2 所示。

1. 结构腐蚀损伤评估

结构损伤评估的基本方法有:

(1) 无损检测。见参考文献[2]。

(2) 分析预测。采用腐蚀演化动力学方程、腐蚀试验及分析模型预测可能出现的腐蚀损伤。

2. 临界腐蚀损伤的确定

1) 经济性准则

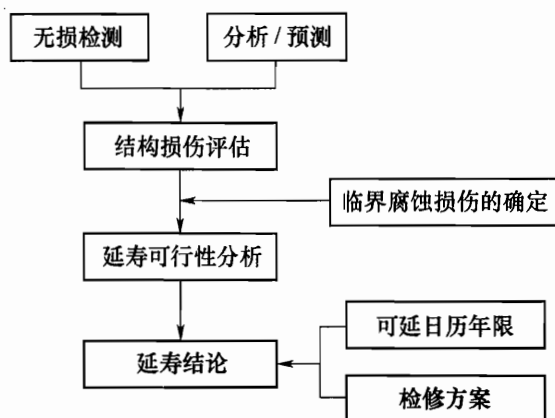


图 11-2 日历延寿基本途径

结构的腐蚀损伤在满足强度、耐久性、损伤容限要求的情况下,对其进行修理/更换在经济上是合算的。

2) 功能性准则

产生腐蚀损伤的结构仍能保证结构使用的需求。

3) 强度准则

保证飞机结构在产生腐蚀损伤后仍具有足够的强度能力,要求在 115% 设计限制载荷时无有害变形和损伤出现,且在极限载荷时无结构破坏出现。需要考虑结构承载面积的变化,静力学性能的变化等。

4) 剩余强度准则

结构在产生腐蚀损伤后,应能承受下一次飞行中的最大载荷。通常将腐蚀损伤当量为裂纹,根据下一次飞行的最大载荷,采用断裂准则进行评估。

5) 剩余疲劳寿命准则

结构在产生腐蚀损伤后,应有足够的剩余寿命,满足后续使用要求。通常将腐蚀损伤当量为裂纹,采用裂纹扩展分析方法,计算裂纹扩展寿命。

对腐蚀关键件而言,经济性和功能性是首先需要满足的要求,在此基础上,需要满足强度/耐久性/损伤容限要求。

3. 日历延寿可行性评估

根据腐蚀关键件的损伤状态、以及对安全性和经济性的影响,确定腐蚀关键件的等级,评估日历延寿的可行性。

(1) 若腐蚀关键件发生严重的广布腐蚀损伤,修理/更换从经济上已不合算,则不可延寿。

(2) 若腐蚀关键件未发生严重的广布腐蚀损伤,修理/更换满足经济性要求,则可延寿。在这种情况下,应根据关键件的腐蚀状态和对经济性和安全性的

影响,将关键件分级。

11.3.4.3 腐蚀关键件日历延寿

1. 日历延寿措施

根据腐蚀关键件的腐蚀状态,延寿措施见表 11-2。

表 11-2 腐蚀关键件的延寿基本措施

序号	分类	说 明	延 寿 措 施
1	A	腐蚀严重,需要更换	更换关键件(材料、结构、防腐体系)
2	B	腐蚀比较严重,需要补强	去除腐蚀产物,补强修理,防腐处理
3	C	腐蚀不十分严重,需要修理	去除腐蚀产物,表面强化,防腐处理
4	D	腐蚀不严重,简单修理	简单修理,褪漆、清洗、烘干、涂漆等
5	E	腐蚀不明显,不需要修理	不修理

2. 修理方法和步骤

详见第 10 章,简述如下:

1) 腐蚀修理的要求

- (1) 保持机体内外表面洁净和防护涂层完好。
- (2) 确保飞机结构中不残留腐蚀产物。
- (3) 使用维护和腐蚀修复不应引起二次腐蚀。同时,去除腐蚀时不应引起腐蚀和裂纹。

2) 一般流程

- (1) 清洁被腐蚀区域。采取清洗、脱漆;采用机械和化学法去除腐蚀产物。
- (2) 估计腐蚀损伤状况。采用无损检测设备测量腐蚀损伤程度。
- (3) 修整区域的光顺和融合。在(1)的基础上,打光粗糙边缘、凹陷处修整成平滑的碟形凹槽。按照一定的比例和方向进行整形。
- (4) 表面强化。采用喷丸处理、冷加工方法进行表面强化。
- (5) 表面抛光、清洁、干燥。
- (6) 恢复原有表面涂镀层。

对腐蚀严重的部位,可能采取补强、甚至更换等修理措施。

3. 延寿措施的验证与考核

对腐蚀关键件而言,延寿措施的验证与考核涉及到其强度与防腐性能,在此仅仅关注防腐性能的评估。

1) 模拟试件设计

- (1) 试件设计时要真实全面地模拟结构的实际情况,包括结构材料、尺寸、连接形式及连接件布置与间距、加工与装配、表面处理工艺以及防腐涂层等,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。

(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连接,而另一端为螺钉连接。

2) 腐蚀试验方法的选取

(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。具体内容见文献[1]。

(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,详见文献[1]。

3) 典型的加速试验方法

针对不同类型的关键件,主要有如下几种加速试验方法,具体内容见文献[1],现总结如下。

(1) 典型外露腐蚀关键部位加速试验环境谱。典型外露腐蚀关键部位加速试验环境谱见图 5-4。

(2) 典型内部腐蚀关键部位加速试验环境谱。典型内部腐蚀关键部位加速试验环境谱见图 5-6 和图 5-7。

(3) 飞机结构常用的铝合金和钢结构的加速环境谱。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,其具体构成见 5.2.2.4 节。

4) 当量加速关系的确定

加速环境谱确定后,要确定当量加速关系,相关方法见 5.3 节。

5) 腐蚀试验结果的评估

(1) 涂层腐蚀损伤评定。

① 涂层腐蚀损伤衡量标准。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。

(2) 金属基体腐蚀损伤评定。

① 金属基体腐蚀损伤。飞机表面铝合金结构的腐蚀在局部有黑色斑点,并伴有白色或灰色粉末的附着物;内部铝合金结构呈现起泡和层状剥落现象,表面漆层会起泡或变色。一般的腐蚀、坑点和表面粗糙是腐蚀损伤初期阶段的标志。

② 损伤判据

要求金属基体的腐蚀损伤未达到临界腐蚀损伤,临界腐蚀损伤的确定见文献[1]。

4. 延寿结论的确定

根据试验和分析结果,确定腐蚀关键件可延寿命(使用年限)、能够满足日历延寿目标,并给出检修周期和检修方法等。综合所有腐蚀关键件的延寿结果,给出全机腐蚀关键件的日历延寿结论。

11.3.4.4 全机结构日历延寿

对全机疲劳关键件和腐蚀关键件的日历延寿结论进行协调与综合,得到全机日历延寿结论,给出全机结构是否满足日历延寿目标的结论及对应的检查、修理方法。

11.4 已有飞参记录装置的现役机种日历延寿

11.4.1 引言

近期投入服役的飞机以及新研飞机均装有飞参记录装置,对这些飞机型号而言,在需要进行日历延寿时,其总体技术途径与11.3节没有根本区别,但在对结构疲劳寿命是否满足日历延寿指标要求进行分析的过程中,其确定剩余疲劳

寿命的方法却存在显著区别,主要表现在如下几个方面。

(1) 当使用年限达到日历总寿命进行日历延寿时,单机已飞小时数对应的载荷谱不再假定就是定寿时的基准载荷谱,或仅考虑飞行科目而确定的载荷谱,而需要由已飞过程所记录的飞行参数数据编制真实反映结构受载历程的单机载荷谱。

(2) 如果该型飞机已实现单机寿命监控,并全面贯彻了相关规范(GJB67.6A-2008,[6])规定的单机寿命管理要求,在由全机疲劳(耐久性)试验评定疲劳寿命时可采用较小的分散系数,给出较长的基准使用寿命。基准使用寿命的提高会对疲劳寿命满足更高的日历延寿指标要求提供重要的支持。

(3) 这些机种通常飞行强度(年飞行小时数)不会像早期服役飞机前些年那样低,进行日历延寿时,已飞的飞行小时数会比较接近疲劳总寿命,剩余寿命相对较短,因此,进行日历延寿时出现需采用损伤容限技术或耐久性修理方法的情况可能性会增大。

下面将对(1)、(2)两个问题做进一步介绍。

11.4.2 关于疲劳剩余寿命的分析

在具有飞行参数数据的情况下,剩余寿命分析的主要步骤为:

(1) 依据单机已飞历程的飞参数据,编制对应的单机载荷(重心过载)谱。

(2) 计算结构已飞历程的疲劳损伤(当量基准谱下飞行小时数——当量飞行小时数或损伤率)。

(3) 依据预期使用情况确定剩余寿命。单机已飞历程载荷谱编制的详细方法可参看文献[7],针对疲劳关键件(部位)计算疲劳损伤或消耗寿命——当量飞行小时数可以采用11.3.3.2节的疲劳分析方法,但是必须通过飞行参数数据的分析确定重心过载谱和对应的载荷状态,并通过应力有限元分析得到关键部位应力谱。下面介绍一种不考虑载荷状态影响、适用于全机各个疲劳关键部位的简便易行的工程方法——基于当量损伤的方法。

分析过程如下。

1. 基准损伤分析

1) 对基准谱进行雨流计数

对载荷谱进行雨流计数,将一个基本寿命周期 H 抽取过载全循环为:

$(n_{z,\max}, n_{z,\min})_k (k=1, \dots, K)$ 。

2) 考虑平均应力的换算

采用奥丁变换公式 $n_{z,\max,eq} = n_{z,\max} \sqrt{1 - \frac{n_{z,\min}}{n_{z,\max}}}$, 将抽取出来的全循环折算为

脉动循环 $(n_{z,\max,eq}, 0)_k (k=1, \dots, K)$ 。

3) 损伤计算

取结构指定应力比下的疲劳 $S-N$ 曲线为幂函数式

$$S^m N = C$$

式中: m 为曲线斜率; S 为指定应力比下的应力峰值; N 为疲劳寿命; C 为曲线常数。

通常可假定应力与过载呈线性:

$$S = n_z \cdot \sigma(1g)$$

式中: $\sigma(1g)$ 为过载为 $1g$ 时的应力水平。

则一个脉动循环对应的损伤为

$$d = \frac{1}{N} = \frac{S^m}{C} = \frac{\sigma^m(1g)}{C} \cdot n_{z,\max,eq}^m = C^* \cdot n_{z,\max,eq}^m$$

式中: $C^* = \frac{\sigma^m(1g)}{C}$ 为常数。

4) 当量损伤

由于 C^* 为常数, 1 个基本循环对应的当量损伤为 $d_{eq} = n_{z,\max,eq}^m$, 按 Miner 累积损伤理论, 1 个基本寿命周期对应的当量损伤为:

$$D_{eq,0} = \sum_{i=1}^K d_{eq,i} = \sum_{i=1}^K (n_{z,\max,eq})_i^m$$

5) 基准损伤

若结构基准寿命为 N_0 , 相当于 $n_0 = \frac{N_0}{H}$ 个基本周期, 则定寿给出的机群基准损伤为

$$D_{eq} = k_0 D_{eq,0}$$

2. 单机已飞损伤

单机已飞损伤的计算与基准损伤分析中计算基准损伤过程基本相同, 在将单机已飞谱进行雨流计数, 并采用奥丁变化折算为脉动循环后计算当量损伤, 在关键细节防腐措施可能失效时, 要考虑腐蚀环境影响。

设第 j 年折算后的循环为 $(n_{z,\max,eq}, 0)_{k,j} (k=1, \dots, K)$, 则第 j 年 第 k 个循环对应的当量损伤为:

$$d_{eq,k,j} = (n_{z,\max,eq})_{k,j}^m / m(j)$$

第 j 年飞行历程对应的当量损伤为 $d_{eq,j} = \sum_{k=1}^K d_{eq,k,j} = \sum_{k=1}^K (n_{z,\max,eq})_{k,j}^m /$

$m(j)$ 。

对服役 n 年的当量损伤进行累加有累积当量损伤为: $D_{eq} = \sum_{j=1}^n d_{eq,j}$ 。对应的当量剩余寿命为 $N = \frac{D_{eq,0} - D_{eq}}{D_{eq,0}} N_0$

3. 剩余寿命分析

根据预期使用要求,考虑腐蚀环境对当量损伤的影响,逐年计算对应的当量损伤,并进行累加求和,当和等于 $D_{eq,0} - D_{eq}$ 时,对应的各年飞行小时数之和即为剩余寿命。

4. 是否达到延寿目标的分析

如果剩余疲劳寿命大于日历延寿目标要求,则可延,给出疲劳关键件满足日历延寿目标的结论。否则应采取降低疲劳分散系数、损伤容限技术或耐久性经济修理技术进行延寿。

11.4.3 关于单机监控飞机的疲劳分散系数

(1) 前已说明,在依据基准谱下全机疲劳(耐久性)试验评定结构基准疲劳寿命时,引入了综合考虑结构制造质量分散性和指定使用方法下载荷差异性的分散系数,其值通常取不小于4。对贯彻单机监控的飞机而言,针对单机飞行对应的实际载荷谱,不必再考虑载荷差异性,因此在评定基准疲劳使用寿命时,只需引入考虑结构制造质量的分散性对应的分散系数,其值当然要小于机群结构疲劳寿命评定时对应的分散系数。在对飞机结构进行日历延寿分析疲劳剩余寿命能否达到延寿指标时所用的基准使用寿命应当采用单机分散系数对应的单机基准寿命。

(2) 文献[7]对单机监控疲劳分散系数进行了较为系统的研究,综合国内外的研究结果,给出了考虑载荷差异性对应的疲劳分散系数不少于1.5的初步结论,详情参看文献[7]。由此可以认为,对于实行单机寿命监控,并全面贯彻单机寿命管理的飞机而言,在日历延寿中计算剩余疲劳寿命时,可将机群基准使用寿命改为单机基准使用寿命,后者要比前者提高50%以上。

参 考 文 献

- [1] 刘文琰,李玉海,杨旭. 飞机结构日历寿命体系评定[M]. 北京:航空工业出版社,2004.
- [2] 中国航空研究院. 军用飞机疲劳·损伤容限·耐久性设计手册 第一册 抗疲劳设计[M]. 北京:北京

航空航天大学出版社,1994.

- [3] D. L. DuQuesnay, P. R. Underhill, H. J. Britt. Fatigue crack growth from corrosion damage in 7075 - T6511 aluminium alloy under aircraft loading[11 - J]. International Journal of Fatigue, 2003,25:371 - 377.
- [4] 刘文琰. 结构可靠性设计手册[M]. 北京:国防工业出版社,2008.
- [5] 中国航空研究院. 军用飞机疲劳·损伤容限·耐久性设计手册[M] 第三册 损伤容限设计. 北京:北京航空航天大学出版社,1994.
- [6] GJB 67A. 6. 军用飞机强度规范 重复载荷 耐久和损伤容限. 2009.
- [7] 刘文琰,王智,隋福成,等. 单机寿命监控技术指南[M]. 北京:国防工业出版社,2010.

