

00554805

V215.5
08

军用飞机结构日历寿命体系 评定应用范例

李玉海 刘文琰 杨 旭 等著



航空工业出版社



北航

C0892917

内 容 提 要

全面评定系列飞机结构的日历寿命体系是工程上的迫切需求,它对确保飞机的使用安全和合理地进行寿命管理有着重要意义。本书在我国首次完成系列飞机日历寿命体系评定工作的基础上,全面阐述了对系列飞机结构进行日历寿命体系评定的方法、技术途径与实施技术,共11章。本书提供了一个系列飞机日历寿命体系评定的应用范例,内容完整、详实,对于军用飞机结构进行日历寿命体系评定有重要的指导作用,对从事结构和强度设计的技术人员有重要的实用价值,对从事结构寿命可靠性研究的科研工作者也有重要的参考意义。

图书在版编目(CIP)数据

军用飞机结构日历寿命体系评定应用范例 / 李玉海等
著. —北京:航空工业出版社, 2005. 4
ISBN 7-80183-581-6

I. 军... II. 李... III. 军用飞机—飞机构件—寿命—评价 IV. V 215. 5

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2005) 第 022758 号

军用飞机结构日历寿命体系评定应用范例

Junyong Feiji Jiegou Rili Shouming Tixi Pingding Yingyong Fanli

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里 14 号 100029)

发行部电话:010-64919539 010-64978486

北京地质印刷厂印刷

内部发行

2005 年 4 月第 1 版

2005 年 4 月第 1 次印刷

开本:787×1092 1/16

印张:18.875 字数:445 千字

印数:1—2000

定价:45.00 元

第 11 章 歼 8 系列飞机结构日历寿命体系评定结论

11.1	歼 8 II 型、歼 8H 型、歼 8F 型飞机结构日历寿命体系评定	(280)
11.1.1	各关键件(部位)日历寿命体系评定结果的综合分析	(280)
11.1.2	全机结构日历寿命体系评定结论与检修方案	(282)
11.2	歼 8 白天型、歼 8 I 型飞机结构日历寿命体系评定	(286)
11.2.1	各关键件(部位)日历寿命体系评定结果的综合分析	(286)
11.2.2	全机结构日历寿命体系评定结论与检修方案	(288)
参考文献		(291)

8.3.1 加速腐蚀试验	(196)
8.3.2 试验结果与分析	(198)
8.4 日历寿命体系评定	(203)
8.4.1 日历寿命体系评定结论	(203)
8.4.2 腐蚀修理方案	(203)
参考文献	(204)

第9章 歼8系列飞机机翼、平尾下表面与机身下蒙皮的日历寿命体系评定

9.1 引 论	(205)
9.1.1 结构形式概述与关键部位的分类	(205)
9.1.2 腐蚀因素分析	(208)
9.1.3 连接件部位腐蚀程度判别与涂层失效判据	(208)
9.2 加速试验环境谱与当量加速关系	(208)
9.2.1 加速试验环境谱	(208)
9.2.2 当量加速关系验证	(212)
9.3 含涂层模拟试件加速腐蚀试验与分析	(215)
9.3.1 机翼下蒙皮的试验情况与分析	(215)
9.3.2 平尾下蒙皮的试验情况与分析	(241)
9.3.3 机身下蒙皮的试验情况与分析	(257)
9.4 日历寿命体系评定	(267)
9.4.1 机翼下蒙皮的日历寿命体系评定结论与腐蚀修理方案	(267)
9.4.2 平尾下蒙皮的日历寿命体系评定结论与腐蚀修理方案	(268)
9.4.3 机身下蒙皮的日历寿命体系评定结论与腐蚀修理方案	(269)
参考文献	(269)

第10章 歼8系列飞机机翼1梁耳片的应力腐蚀控制

10.1 引 论	(270)
10.1.1 结构形式与关键危险部位概述	(270)
10.1.2 关键部位的腐蚀源与腐蚀损伤形式	(272)
10.2 局部环境	(272)
10.3 应力腐蚀控制	(272)
10.3.1 应力腐蚀原因分析	(272)
10.3.2 现役飞机的应力腐蚀控制	(274)
10.3.3 未出厂飞机应力腐蚀控制	(279)

6.2.3 加速腐蚀当量关系	(116)
6.3 腐蚀条件下的疲劳寿命评定	(120)
6.3.1 腐蚀条件下歼 8Ⅱ型飞机机轮半轴的疲劳寿命评定	(120)
6.3.2 腐蚀条件下歼 8Ⅱ后续飞机机轮半轴的疲劳寿命评定	(130)
6.4 日历寿命体系评定	(138)
6.4.1 歼 8Ⅱ型飞机主起落架机轮半轴日历寿命体系评定	(138)
6.4.2 歼 8Ⅱ后续飞机主起落架机轮半轴日历寿命体系评定	(139)
参考文献	(139)

第 7 章 歼 8 系列飞机机身 42 框下半框腹板的日历寿命评定

7.1 引 论	(140)
7.1.1 结构形式与腐蚀/裂纹故障概述	(140)
7.1.2 腐蚀因素分析	(143)
7.1.3 腐蚀/裂纹故障的修理方案	(144)
7.2 加速试验环境谱与当量加速关系	(146)
7.2.1 加速试验环境谱	(146)
7.2.2 当量加速关系的确定	(157)
7.3 含涂层模拟试件加速腐蚀试验与分析	(162)
7.3.1 说 明	(162)
7.3.2 更改涂层设计情况的加速腐蚀试验	(162)
7.3.3 补强修理情况的加速腐蚀试验	(171)
7.3.4 试验结果的综合分析	(181)
7.4 日历寿命体系评定	(184)
7.4.1 更改涂层设计情况的日历寿命体系评定结论与腐蚀修理方案	(184)
7.4.2 补强件修理情况的日历寿命体系评定结论与腐蚀修理方案	(184)
参考文献	(185)

第 8 章 歼 8 系列飞机机翼前梁腹板的日历寿命评定

8.1 引 论	(186)
8.1.1 结构形式与腐蚀故障概述	(186)
8.1.2 腐蚀因素分析	(186)
8.2 加速试验环境谱与当量加速关系	(187)
8.2.1 加速试验环境谱	(187)
8.2.2 加速腐蚀试验	(190)
8.2.3 加速腐蚀当量关系的建立	(194)
8.3 含涂层模拟件加速腐蚀试验与分析	(196)

4.3.5 腐蚀条件下的耐久性分析与经济寿命预测	(84)
4.3.6 腐蚀条件下疲劳寿命评定结论	(85)
4.4 日历寿命体系评定	(86)
4.4.1 歼 8 II 型飞机机翼 4 梁日历寿命体系评定	(86)
4.4.2 歼 8 白天型和歼 8 I 型飞机机翼 4 梁日历寿命体系评定	(86)
4.4.3 修理方法	(86)
参考文献	(87)

第 5 章 歼 8 白天型与歼 8 I 型飞机机身 42 框横梁的日历寿命体系评定

5.1 引 论	(88)
5.1.1 结构形式与关键危险部位概述	(88)
5.1.2 关键部位的腐蚀源与腐蚀形式	(89)
5.1.3 关于日历寿命评定技术途径的两点说明	(90)
5.1.4 关于日历寿命体系评定的说明	(90)
5.2 局部环境谱、加速试验环境谱与当量加速关系	(91)
5.2.1 42 框横梁局部环境谱	(91)
5.2.2 地面停放加速试验环境谱	(92)
5.2.3 加速腐蚀当量关系	(92)
5.2.4 空中环境谱分析与工程简化	(95)
5.3 腐蚀条件下的疲劳寿命评定	(96)
5.3.1 铆钉连接状态地面停放腐蚀修正系数曲线 ($C-T$ 曲线) 的测定	(96)
5.3.2 腐蚀疲劳影响系数	(104)
5.3.3 不同年飞行强度下的疲劳寿命评定	(106)
5.4 日历寿命体系评定	(108)
5.4.1 典型情况年飞行强度界限值计算	(108)
5.4.2 日历寿命体系评定结论	(108)
5.4.3 对应的结构修理方案	(109)
参考文献	(109)

第 6 章 歼 8 系列飞机主起落架机轮半轴的日历寿命体系评定

6.1 引 论	(110)
6.1.1 结构形式与关键危险部位概述	(110)
6.1.2 关键部位的腐蚀源与腐蚀损伤形式	(112)
6.2 局部环境谱、加速试验环境谱与当量加速关系	(112)
6.2.1 主起落架机轮半轴关键部位地面停放局部环境谱	(112)
6.2.2 地面停放加速试验环境谱	(116)

2.4.1 腐蚀防护体系的重要性及构成	(27)
2.4.2 关于歼 8 系列飞机结构腐蚀防护体系的说明	(27)
参考文献	(28)

第 3 章 歼 8 系列飞机机翼主梁的日历寿命体系评定

3.1 引 论	(29)
3.1.1 结构形式与关键危险部位概述	(29)
3.1.2 关键部位的腐蚀源与腐蚀损伤形式	(30)
3.2 局部环境谱、加速试验环境谱与当量关系	(31)
3.2.1 地面停放局部环境谱	(31)
3.2.2 地面停放加速试验环境谱	(32)
3.2.3 加速腐蚀当量关系	(32)
3.2.4 空中环境谱分析与工程简化	(36)
3.3 腐蚀条件下的疲劳寿命评定	(37)
3.3.1 腐蚀条件下歼 8 II 型飞机机翼主梁的疲劳寿命评定	(37)
3.3.2 腐蚀条件下歼 8 白天型和歼 8 I 型飞机机翼主梁的疲劳寿命评定	(53)
3.4 日历寿命体系评定	(63)
3.4.1 歼 8 II 型飞机机翼主梁日历寿命体系评定	(63)
3.4.2 歼 8 白天型和歼 8 I 型飞机机翼主梁日历寿命体系评定	(64)
3.4.3 修理方法	(64)
参考文献	(64)

第 4 章 歼 8 系列飞机机翼 4 梁的日历寿命体系评定

4.1 引 论	(65)
4.1.1 结构形式与关键危险部位概述	(65)
4.1.2 关键部位的腐蚀源与腐蚀损伤形式	(66)
4.2 局部环境谱、加速试验环境谱与当量关系	(67)
4.2.1 地面停放局部环境谱	(67)
4.2.2 地面停放加速试验环境谱	(67)
4.2.3 加速腐蚀当量关系	(68)
4.2.4 空中环境谱分析与工程简化	(71)
4.3 腐蚀条件下的疲劳寿命评定	(71)
4.3.1 地面停放腐蚀修正系数曲线 (C—T 曲线) 的测定	(71)
4.3.2 腐蚀疲劳影响系数测定	(77)
4.3.3 不同年飞行强度下的疲劳寿命评定	(80)
4.3.4 腐蚀条件下的疲劳寿命估算	(82)

目 录

第 1 章 军用飞机结构日历寿命体系评定总述

1.1	日历寿命体系评定的目的与总体要求	(1)
1.1.1	军用飞机结构的日历寿命体系	(1)
1.1.2	日历寿命体系评定的前提条件	(2)
1.1.3	日历寿命体系评定的目的	(3)
1.1.4	日历寿命体系评定的总体要求	(3)
1.2	日历寿命体系评定的总体步骤	(4)
1.2.1	日历寿命关键件的选取与分类	(4)
1.2.2	疲劳关键件(部位)日历寿命体系评定步骤	(5)
1.2.3	腐蚀关键件(部位)日历寿命评定步骤	(11)
1.2.4	应力腐蚀关键件(部位)的处理办法	(15)
1.2.5	全机结构日历寿命体系评定步骤	(15)
1.3	结构日历寿命体系评定结论	(16)
1.3.1	指定年飞行强度下飞机结构的日历寿命体系	(16)
1.3.2	对应的结构修理方案	(17)
	参考文献	(17)

第 2 章 歼 8 系列飞机结构日历寿命体系评定导论

2.1	评定范围与目标	(18)
2.1.1	评定的机种范围	(18)
2.1.2	评定的目标与需求	(18)
2.2	日历寿命关键件选取	(21)
2.2.1	疲劳关键件	(21)
2.2.2	腐蚀关键件	(22)
2.2.3	应力腐蚀关键件	(23)
2.3	日历寿命体系评定的前提条件	(23)
2.3.1	一般环境下的疲劳定寿结论	(23)
2.3.2	对日历寿命首翻期、修理间隔与总寿命的基本要求	(26)
2.3.3	使用环境的分析与工程处理	(26)
2.4	关于腐蚀防护体系的说明	(27)

《军用飞机结构日历寿命体系评定应用范例》

总编审委员会

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

编审人员

主 编	李玉海	刘文珽	杨 旭			
副主编	吕志刚	宋恩鹏	韩峰岩			
主 校	姜 军					
主 审	张福泽	李 明	蒋祖国	傅志高	姚文增	
编 委	(按姓氏笔画排列)					
	王成波	王忠波	王逾涯	刘文珽	吕志刚	李玉海
	李贵文	纪 敦	宋恩鹏	吴德锋	张 蕾	杨 旭
	杨洪源	孙晓峰	岳 声	陈群志	姜 军	贺小帆
	隋福成	韩峰岩				

编校人员 (带 * 者为各章负责人)

章号	编写					校对
第 1 章	李玉海*	刘文珽				韩峰岩
第 2 章	杨 旭*	刘文珽	吕志刚			姜 军
第 3 章	李玉海*	贺小帆				刘文珽
第 4 章	李玉海*	韩峰岩	王忠波			宋恩鹏
第 5 章	李贵文*	陈群志	杨洪源	张 蕾		宋恩鹏
第 6 章	隋福成*	王成波	刘文珽	王逾涯		姜 军
第 7 章	姜 军*	宋恩鹏	刘文珽	贺小帆		杨 旭 韩峰岩
第 8 章	宋恩鹏*	吴德锋	陈群志	张 蕾		姜 军
第 9 章	姜 军*	孙晓峰	贺小帆	张 蕾		宋恩鹏
第 10 章	岳 声*	纪 敦				吕志刚
第 11 章	刘文珽*	杨 旭				吕志刚

第1章 军用飞机结构日历寿命体系评定总述

1.1 日历寿命体系评定的目的与总体要求

1.1.1 军用飞机结构的日历寿命体系

1.1.1.1 飞机结构的使用寿命

(1) 飞机结构使用寿命的重要性

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

(2) 飞机结构寿命指标

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

现代飞机要求具有长寿命、高可靠性和良好的经济性,为实现这一综合要求,对决定飞机寿命的关键构件及关键部位,均应尽可能设计成可以在整个寿命期间内进行适当的检查和经济修理。飞机结构的总寿命通常允许经过一定次数的大修予以实现,因此,无论是疲劳寿命还是日历寿命,均由对应的首翻期、修理(大修)间隔和总寿命组成,并包括相应的修理大纲,即每次修理的构件、部位和修理方法。飞机达到了疲劳寿命或日历寿命的首翻期,就需进行首翻。首翻后无论先达到下一个疲劳寿命修理间隔还是日历寿命修理间隔,均需进行第2次大修,依此类推,直至达到了疲劳总寿命或日历总寿命,飞机结构寿命终结。疲劳寿命或日历寿命的首翻期、修理间隔及对应的修理次数是以实现飞机结构疲劳与日历总寿命研制指标为目的,由经过设计后的寿命评定(包括分析与试验)给出的。但是,修理次数的增加会对飞机的出勤率和战备完好率产生重要影响,同时,会因增加修理费用而影响经济性,因此,允许的修理次数通常必须得到用户认可,用户也可以事先对

此提出一定的要求。

1.1.1.2 飞机结构的日历寿命体系

(1) 关于日历寿命体系

原则上,飞机结构的使用寿命包含着以飞行小时数表示的疲劳寿命和以使用年限表示的日历寿命,二者均包括首翻期、修理间隔与总寿命,并以先达为准。但是,如前所述,腐蚀环境的作用同时影响着飞机结构的疲劳寿命与日历寿命,而腐蚀环境的影响又与飞机的年飞行强度密切相关。因此,日历寿命与疲劳寿命二者存在着一定的相互制约关系。在不同的年飞行强度及使用环境下,有时,首翻、大修及总寿命均由使用年限决定,有时,又均由疲劳寿命(飞行小时数)决定,而有些时候会出现比较复杂的情况。例如,首翻取决于使用年限,而第2次大修又取决于考虑腐蚀影响后的疲劳寿命(飞行小时数),总寿命的终止又可能取决于疲劳寿命;又如,首翻与第2次大修取决于使用年限,而总寿命的终止却取决于疲劳寿命。当然,还会有其他可能。与此同时,在首翻和大修时对结构的裂纹与腐蚀修理要求不同,也会给后续的寿命情况产生一定的影响。考虑到这种情况,先达为准的原则已很难适应明确判断飞机结构首翻、大修及总寿命的要求。为使用户(部队)便于对飞机的大修与总寿命进行管理,需要建立以日历年限为主体,综合考虑日历寿命和计及腐蚀影响的疲劳寿命的使用寿命(首翻、大修与总寿命)体系,我们称之为日历寿命体系。

(2) 日历寿命体系的表达形式

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

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

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

1.1.2 日历寿命体系评定的前提条件

① 飞机结构日历寿命体系的评定必须综合考虑受载荷和环境共同作用下结构的疲劳寿命所对应的日历年限,以及由于环境腐蚀造成结构功能失效或无法修复所对应的日历年限。由于疲劳破坏会导致机毁人亡的严重后果,避免疲劳破坏是确保飞机使用安全最重要的目标,因此,由疲劳寿命所制约的日历寿命仍是日历寿命体系中最重要因素。但是,全尺寸飞机结构在真实的地面停放环境—空中载荷与环境下反复作用的试验无法实现,必须以一般环境下飞机结构的疲劳定寿结论为基础,考虑腐蚀环境的影响而加以修正。因

此,一般环境下飞机结构的疲劳定寿工作与结论是飞机结构日历寿命评定的重要基础与前提。

② 由于难以实现全尺寸结构的腐蚀—腐蚀疲劳试验,而飞机结构的日历寿命体系主要取决于若干结构关键件和关键部位。因此,飞机结构的日历寿命体系评定主要通过对日历寿命关键件在腐蚀和腐蚀疲劳作用下的模拟试件试验与分析计算,再对关键件(部位)进行日历寿命评定,经过综合分析,达到对整机结构进行日历寿命体系评定的目的。显然,关键件和关键部位的合理选取是日历寿命体系评定的一个重要前提条件。

③ 腐蚀源于环境,因此,进行日历寿命体系评定必须提供环境谱,包括地面停放环境谱和空中飞行环境谱。而地面停放环境谱不仅需要机场的自然环境谱,更需要结构关键件与关键部位所处的局部环境谱。对于疲劳关键部位而言,地面局部环境谱与空中飞行环境谱均有重要作用;而对于腐蚀失效关键部位而言,则主要考虑地面停放环境谱。环境谱的提供是日历寿命体系评定的一个基本前提条件。

④ 飞机的年飞行强度是评定地面停放腐蚀对结构疲劳寿命影响的重要因素,也是制约疲劳寿命与日历寿命的相互关系,形成日历寿命体系的重要纽带。因此,作为机群日历寿命体系评定的重要前提条件之一,必须提供该机种飞机的年平均飞行强度。

⑤ 飞机结构腐蚀失效关键部位的日历寿命问题,实际上是腐蚀耐久性控制问题,即控制其在整个日历寿命期内不发生由于腐蚀而造成的结构失效或无法修复。因此,在日历寿命评定时,必须提供用户对该机种飞机使用年限(日历总寿命)的需求,以及日历修理次数与修理间隔的初步要求。这也是飞机结构日历寿命体系评定的一个重要前提条件。

1.1.3 日历寿命体系评定的目的

日历寿命体系评定的主要目的是:

① 对于指定的现役或定型飞机结构的使用载荷与环境,针对用户提出的可能的年飞行强度范围,评定出不同的年飞行强度区间所对应的首翻、大修及总寿命(年限或飞行小时数),并给出首翻及大修中的修理要求,包括要检查和修理的关键件(部位)及对应的修理内容和方法,形成完整的修理大纲。

② 检验和判断飞机结构的日历寿命体系评定结论是否满足用户对该飞机结构日历寿命体系的需求或飞机研制所提出的使用寿命指标。

③ 根据日历寿命体系评定的试验与分析结果,得出影响该飞机结构日历寿命体系的主要关键件(部位),对其进行适当的设计改进,为提高飞机结构的日历寿命提供重要的依据。

1.1.4 日历寿命体系评定的总体要求

① 对每个疲劳关键件(部位),通过考虑地面停放腐蚀与空中环境下腐蚀疲劳的影响,针对指定的年飞行强度,对其腐蚀环境下的疲劳寿命进行评定,并在此基础上评定其日历寿命,建立各疲劳关键件的日历寿命体系。

② 对每个腐蚀失效关键件(部位),通过加速腐蚀试验,评定现有涂层防护体系下能否及怎样保证在要求的日历寿命(使用年限)中不发生功能失效或无法修复,给出日历寿命评定结论。

③ 综合协调各疲劳关键部位和腐蚀失效关键部位的日历寿命体系评定结果,给出整机结构的日历寿命体系评定结论。

1.2 日历寿命体系评定的总体步骤

1.2.1 日历寿命关键件的选取与分类

1.2.1.1 日历寿命关键件(部位)的分类

原则上,每个日历寿命关键件均同时承受着一定的疲劳载荷和使用环境的作用,但依据其失效的主要模式对应的因素,可将日历寿命关键件与关键部位分为以下两大类。

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

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

有两点需要说明:

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

② 还有一种应力腐蚀关键件(部位),它们受着较严重的环境腐蚀作用,在地面停放时又有较高的应力,或有较大的装配应力,同时,材料的抗应力腐蚀性能又较差,可能由于应力腐蚀的作用而开裂破坏,通常在设计中应尽量避免应力腐蚀破坏现象的发生。但是,对于部分现役飞机和定型飞机,由于设计中尚未很好地贯彻防止应力腐蚀开裂的措施,也可能存在着应力腐蚀关键部位。因此,需对此类关键部位进行应力腐蚀开裂是否可能发生的检验,若发现有应力腐蚀断裂的可能性,应通过设计与工艺改进予以清除,或者采取适时检查方法予以控制。

1.2.1.2 疲劳关键件及关键危险部位的选取

疲劳关键件及关键危险部位的选取原则(见参考文献[1-1])如下。

① 一般环境下定寿分析及全尺寸结构疲劳试验所确定的主要疲劳关键件及关键危险部位,均应定为日历寿命体系评定的疲劳关键件及关键危险部位。

② 对受腐蚀影响比较严重的主承力件关键部位,特别是一些虽未列入一般环境下的主要疲劳关键部位,但应力水平相对较高、局部环境比较严重,有可能经腐蚀修正后该部位的疲劳寿命下降较多,这些部位也应列为日历寿命体系评定的疲劳关键危险部位。

1.2.1.3 腐蚀失效关键部位的选取

腐蚀失效关键部位应参照以下原则加以选取:

① 主要受腐蚀环境作用,承受应力水平较低,在全寿命期内不会发生疲劳破坏,不需要进行结构疲劳修理的部位。

② 受腐蚀介质作用比较严重的部位,例如,机身、机翼和尾翼下蒙皮连接件,襟、副翼翼面,起落架舱内停放时外露部位及内部结构中积水严重的部位,等等。尤其要关注同类飞机或系列飞机在外场暴露的腐蚀严重的部位。

③ 基体材料对环境敏感,容易产生腐蚀损伤,其表面涂层防腐性能较差的部位。

④ 不同连接形式(如铝铆钉、钢铆钉、钢螺钉、抽芯钢螺钉等连接)的部位也应视为关键部位。

1.2.1.4 应力腐蚀关键件(部位)的选取

由于本书的应用范例主要是现役飞机,设计时尚未很好地贯彻防止应力腐蚀开裂的措施,有可能存在应力腐蚀关键件(部位),因此,也列出这种关键件(部位)的选取原则。

① 应力腐蚀关键部位应在具备以下条件的部位中选取:

a. 存在着较大装配应力的部位,特别是过盈配合处,如接头耳片嵌入衬套的螺栓孔,或/和地面停放时有较高应力水平的部位。

b. 该部位必须同时存在着腐蚀环境的作用。

c. 材料抗应力腐蚀性能较差。

② 如果某个部位在外场使用及大修时发现过应力腐蚀开裂现象,理所当然应列入应力腐蚀关键部位。

③ 对存在着①中所述条件的部位,假定一个较小的初始缺陷(裂纹),计算其在装配应力下的应力强度因子,与构件材料/局部环境对应的应力腐蚀断裂韧性 K_{ISCC} 加以比较,若超过或接近 K_{ISCC} 时,应列入应力腐蚀关键部位。

1.2.2 疲劳关键件(部位)日历寿命体系评定步骤

1.2.2.1 加速试验环境谱与当量加速关系的确定

(1) 建立加速试验环境谱

① 疲劳关键部位的腐蚀因素

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,从而可能使疲劳关键部位受到含酸性介质的潮湿空气作用。另外,飞机停放时,空气的对流交换可能导致外部的盐雾和含酸性介质的潮湿空气渗入,而结构表面形成的干湿交替过程会严重腐蚀金属。因而,疲

劳关键部位局部腐蚀环境的主要腐蚀因素为潮湿空气、盐雾与酸性气体等。

② 疲劳关键部位加速试验环境谱的基本构成

a. 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 。

b. 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。

c. 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。

d. 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, 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的具体情况, 在加速试验环境谱施加之前增加一定次数的高载静拉伸。

③ 推荐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 9 个国家的实验室开展预腐蚀对结构寿命影响时所用的实验室加速环境谱, 提出以下主要针对钢、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:

a. 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。

b. 温湿环境下表面溶液的烘干过程。通常在 40°C 左右及 $RH = 95\% \sim 100\%$ 湿度下, 用远红外线灯照射并烘干试件, 以模拟潮湿空气及凝露的作用过程。

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

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

(2) 确定当量加速关系

疲劳关键部位加速试验环境谱的当量加速关系主要用当量折算法和腐蚀程度对比法相结合的方法确定。

① 用当量折算法确定当量加速关系的原理与实施步骤

a. 当量折算法原理

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

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

式中: F ——法拉第常数;

I_c ——不同环境下的电流;

T ——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 (1-1)，应有

$$Q' = \frac{1}{F} \int_0^t I'_c d\tau \quad (1-2)$$

根据腐蚀量相等准则 $Q = Q'$ ，则有

$$\frac{1}{F} \int_0^T I_c d\tau = \frac{1}{F} \int_0^t I'_c d\tau \quad (1-3)$$

严格地说， I_c 与 I'_c 应为时间的函数，但大量试验表明，飞机结构材料在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

$$I_c T = I'_c t \quad (1-4)$$

由此导出

$$t = \frac{I_c}{I'_c} T \quad (1-5)$$

引入折算系数

$$\alpha = \frac{I_c}{I'_c} \quad (1-6)$$

则有

$$t = \alpha T \quad (1-7)$$

式 (1-7) 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。

b. 当量折算法的实施步骤

编制地面停放（局部）环境谱，选定加速试验环境谱；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 ；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 ； $\frac{t_1}{t_2}$ 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。

② 用腐蚀程度对比法确定当量加速关系的基本步骤

a. 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。

b. 对外场和大修厂中不同使用年限飞机该部位的腐蚀程度进行观测。

c. 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。

1.2.2.2 腐蚀条件下的疲劳寿命评定

(1) 测定地面停放腐蚀修正 $C-T$ 曲线

① 测定试验

a. 地面停放腐蚀修正系数 C_j 可定义为

$$C_j = \frac{N_{0j}}{N_0} \quad (1-8)$$

式中： C_j ——地面停放腐蚀修正系数；

N_{0j} ——地面停放 T_j 年后在干燥空气环境下的中值疲劳寿命；

N_0 ——不进行加速腐蚀在干燥空气环境下的中值疲劳寿命。

b. 为测定 N_0 ，可采用指定疲劳关键部位模拟试件，进行室温大气环境和使用应力谱下的成组疲劳试验，得到 1 组疲劳寿命 N_{k0} ($k = 1, \dots, m_0$)，假设其服从对数正态分布，则

$$N_0 = \left(\prod_{k=1}^{m_0} N_{k0} \right)^{\frac{1}{m_0}}.$$

c. 为测定 N_{0j} ，可采用 1 组相同的模拟试件，先在加速试验环境谱下进行相当于地面停放 T_j (年) 的加速腐蚀试验，然后在室温大气环境和使用应力谱下进行成组疲劳试验，

得到疲劳寿命 N_{kj} ($k = 1, 2, \dots, m_j$)，中值寿命 $N_{0j} = \left(\prod_{k=1}^{m_j} N_{kj} \right)^{\frac{1}{m_j}}$ 。

d. 为测定 $C-T$ 曲线，需要选定若干个 T_j ($j = 0, 1, \dots, q$)，用 $(q+1)$ 组模拟试件，1 组用于测定 N_0 ， q 组则分别加速腐蚀至相当于地面停放 T_j (年) 后，进行室温大气环境和使用应力谱下成组疲劳试验，测得 q 个 N_{0j} ，从而获得 q 组 (T_j, C_j) 数据。

② $C-T$ 曲线的函数拟合

建议选取以下两种 $C-T$ 曲线表达式，即

$$C(T) = 1.0 - \beta T^\alpha \quad (1-9)$$

$$C(T) = e^{\beta T^\alpha} \quad (1-10)$$

由 (T_j, C_j) 数据按上述表达式进行曲线拟合，确定对应的 α 、 β 值，即可获得 $C-T$ 曲线。

(2) 确定空中环境腐蚀疲劳影响系数

① 测定组成空中环境谱的各种单一介质环境腐蚀疲劳影响系数 k_i 。

若空中环境谱由 $(p+1)$ 种单一介质环境组成，即 $i = 0, 1, \dots, p$ ，其中 $i = 0$ 表示室温大气环境，采用 $(p+1)$ 组疲劳关键部位模拟试件，分别进行各种单一介质环境下使用载荷（应力）谱下疲劳试验，测得对应的中值寿命 N_i ，于是有单一介质环境下的腐蚀疲劳影响系数

$$k_i = \frac{N_i}{N_0} \quad (1-11)$$

② 若各种单一介质环境在空中环境谱中所占百分比为 y_i ，则空中环境腐蚀疲劳影响系数 $K = \sum_{i=0}^p k_i y_i$ 。

(3) 指定年飞行强度下的疲劳寿命评定

若飞机在腐蚀条件下每年的飞行小时数为 ΔN_j ，考虑地面停放腐蚀与空中腐蚀疲劳的综合影响，与其损伤相当的一般环境下飞行小时数为

$$\Delta N_j^* = \frac{\frac{\Delta N_j}{C_j}}{\sum_{i=0}^p k_i y_i} \quad (1-12)$$

一般环境下定寿结论给出的某一次修理间隔为 N_k^* ，则当

$$\sum_{j=1}^{n_k} \Delta N_j^* = N_k^* \quad (1-13)$$

时, 腐蚀条件下飞机结构达到了对应的疲劳寿命修理间隔, 其值为

$$N_{ok} = \sum_{j=1}^{n_h} \Delta N_j \quad (1-14)$$

以此为基本原理, 可以对指定年飞行强度对应的腐蚀条件下疲劳寿命进行评定, 评定过程可通过对应的程序软件予以实现。

(4) 腐蚀条件下的疲劳寿命估算与耐久性分析

① 作为上述疲劳寿命评定的辅助, 可以对疲劳关键件(部位)进行腐蚀条件下的疲劳寿命估算与耐久性分析, 分别得到考虑腐蚀影响后的安全寿命与经济寿命和一般环境下安全寿命与经济寿命之间的比值。

② 腐蚀条件下疲劳寿命估算方法主要采用名义应力法与局部应力应变法; 腐蚀条件下耐久性分析方法主要采用改进的裂纹萌生方法和概率断裂力学方法。

③ 上述计算可通过对应的程序软件予以实施。

(5) 腐蚀条件下疲劳寿命评定结论

① 依据一般环境下疲劳定寿结论的首翻期、修理间隔与总寿命, 以及用户给定的可能年飞行强度范围, 选取若干典型的无腐蚀寿命和年飞行强度的组合, 计算腐蚀条件下的疲劳寿命。给出不同年飞行强度区间对应的腐蚀条件下疲劳寿命首翻期、修理间隔与总寿命。

② 在腐蚀条件下疲劳寿命计算过程中, 应以修正一般环境下疲劳寿命的方法作为主要依据, 同时参考对应的腐蚀条件下疲劳寿命估算及耐久性分析的结果。

1.2.2.3 疲劳关键件(部位)的日历寿命体系评定

(1) 分析首翻、大修与总寿命由使用年限或飞行小时数决定的典型组合情况

这里以大修两次为例, 即飞机经首翻和第2次大修后达到总寿命。一般环境下疲劳定寿结论给出的首翻期为 N_1^* , 第2次修理间隔为 ΔN_1^* , 对应的第2次大修飞行小时数为 N_2^* , 第2次大修后至疲劳总寿命的间隔为 ΔN_2^* , 疲劳总寿命为 N^* 。飞机预期的日历首翻期为 T_1^* , 第2次日历修理间隔为 ΔT_1^* , 对应的第2次日历大修年限为 T_2^* , 第2次大修后至日历总寿命的间隔年限为 ΔT_2^* , 日历总寿命年限为 T^* 。同时, 假定飞机的使用环境与年飞行强度(YFH)不变, 并且只考虑一般环境下疲劳定寿结论中结构只在第2次大修时修理, 首翻时只检查不修理的常见情况。随着年飞行强度由低到高, 所对应的几种典型情况如下。

① 飞机结构首翻、第2次大修及总寿命均取决于日历年限, 即分别为 T_1^* 、 T_2^* 和 T^* , 而且只对腐蚀失效关键部位进行修理, 而全寿命期内不进行疲劳关键件(部位)的修理。

② 飞机结构首翻、第2次大修、总寿命分别取决于 T_1^* 、 T_2^* 、 T^* , 除对腐蚀失效关键部位进行修理外, 还要在 T_2^* 大修时对疲劳关键部位进行裂纹与腐蚀修理。

③ 飞机结构首翻、第2次大修分别在 T_1^* 和 T_2^* 对腐蚀失效关键部位进行修理, 同时, 在 T_2^* 大修时对疲劳关键部位进行裂纹与腐蚀修理, 但寿命终止取决于飞行小时数, 即在 T_2^* 大修后由于在 T^* 前考虑腐蚀后的飞行小时数所对应的当量一般环境下飞行小时数达到 ΔN_2^* , 而使寿命终结。

④ 飞机结构首翻取决于 T_1^* , 而第2次大修与总寿命均取决于飞行小时数, 也就是

说,第2次大修对应的飞行小时数考虑腐蚀影响所对应的当量一般环境飞行小时数达到了 N_2^* ,而使用年限并未达到 T_2^* ;在第2次大修时对腐蚀失效关键部位与疲劳关键部位均进行修理;第2次大修后在 ΔT_2^* 前的飞行小时数考虑腐蚀影响所对应的当量一般环境飞行小时数达到了 ΔN_2^* 。

⑤ 飞机结构首翻、第2次大修与总寿命均取决于疲劳寿命,即考虑腐蚀修正后的大修疲劳寿命对应的使用年限低于日历首翻期 T_1^* 。此时,首翻时对结构进行检查,第2次大修时对疲劳关键部位实施裂纹与腐蚀修理,对腐蚀失效关键部位进行腐蚀修理。

(2) 计算各种典型情况的年飞行强度界限值

这里所说的界限值是指上述(1)中第①、②、③、④种典型情况对应的年飞行强度上限,分别用 J_1 、 J_2 、 J_3 、 J_4 表示。

① J_1 对应着一般环境下疲劳寿命 N_2^* 与日历总寿命年限 T^* 的组合所对应的年飞行强度。

② 为得到 J_2 和 J_3 ,必须计算 N_2^* 与 T_2^* 的组合所对应的年飞行强度 J'_2 ,同时,算出 ΔN_2^* 与 ΔT_2^* 的组合对应的年飞行强度 J'_3 。若 $J'_3 < J'_2$,则有 $J_2 = J'_3$, $J_3 = J'_2$;若 $J'_3 \geq J'_2$,则有 $J_2 = J'_2$;而第③种典型情况不会出现,即没有 J_3 存在。

③ J_4 通常对应着 N_2^* 与 T_1^* 的组合所对应的年飞行强度。

上述 J_1 、 J'_2 、 J'_3 和 J_4 的计算可由上节各种组合计算结果通过插值得到。当然,也可以直接用程序加以准确计算。

(3) 疲劳关键件(部位)的日历寿命体系结论

① 当 $YFH < J_1$ 时,评定结论为:

a. 首翻、第2次大修与总寿命分别为 T_1^* 、 T_2^* 和 T^* (使用年限),对应的飞行小时数分别为 $(T_1^* \cdot YFH)$ 、 $(T_2^* \cdot YFH)$ 与 $(T^* \cdot YFH)$ 。

b. 全寿命期内不需要进行疲劳修理。

② 当 $J_1 < YFH < J_2$ 时,评定结论为:

a. 首翻、第2次大修与总寿命分别为 T_1^* 、 T_2^* 和 T^* (使用年限),对应的飞行小时数分别为 $(T_1^* \cdot YFH)$ 、 $(T_2^* \cdot YFH)$ 与 $(T^* \cdot YFH)$ 。

b. 第2次大修(T_2^* 使用年限)时对疲劳关键件进行裂纹修理,对腐蚀失效关键件进行腐蚀修理。

③ 当存在 J_3 时, $J_2 < YFH < J_3$ 对应的评定结论为:

a. 首翻、第2次大修分别在 T_1^* 和 T_2^* (使用年限),而总寿命在 T_2^* 年后当量一般环境飞行小时数 ΔN_2^* 所对应的腐蚀条件下飞行小时数 ΔN_{c2} 时终止,对应的日历总寿命为 $(T_2^* + \frac{\Delta N_{c2}}{YFH})$,而疲劳总寿命达到 $(T_2^* \cdot YFH + \Delta N_{c2})$ 。

b. 第2次大修(T_2^* 使用年限)时对疲劳关键件进行裂纹修理,对腐蚀失效关键件进行腐蚀修理。

④ 不存在 J_3 时 $J_2 < YFH < J_4$ 或存在 J_3 时 $J_3 < YFH < J_4$ 所对应的评定结论为:

a. 首翻在 T_1^* (使用年限),第2次大修在当量一般环境飞行小时数 N_2^* 对应的腐蚀条件下飞行小时数 N_{c2} ,总寿命在飞行小时数 $(N_{c2} + \Delta N_{c2})$ (含义见上面③a)时终止,对应

的实际日历总寿命为 $\frac{N_{e2} + \Delta N_{e2}}{YFH}$ 。

b. 第2次大修 (N_{e2} 飞行小时) 时对疲劳关键件进行裂纹修理, 对腐蚀失效关键件进行腐蚀修理。

⑤ 当 $YFH > J_4$ 时, 评定结论为:

a. 首翻、第2次大修与总寿命分别在 N_{e1} 、 N_{e2} 和 $(N_{e2} + \Delta N_{e2})$ (飞行小时); 对应的日历年限分别为 $\frac{N_{e1}}{YFH}$ 、 $\frac{N_{e2}}{YFH}$ 和 $\frac{N_{e2} + \Delta N_{e2}}{YFH}$ 。

b. 第2次大修时对疲劳关键件进行裂纹修理, 对腐蚀失效关键件进行腐蚀修理。

1.2.3 腐蚀关键件(部位)日历寿命评定步骤

1.2.3.1 加速试验环境谱与当量加速关系

(1) 腐蚀失效关键部位的主要腐蚀因素

腐蚀失效关键部位包括外露腐蚀关键部位和内部腐蚀关键部位, 其主要腐蚀因素如下。

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并积聚在表面连接部位, 使涂层产生损伤。另外, 紫外线和温度的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部分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。

(2) 外露腐蚀失效关键部位加速试验环境谱与当量加速关系

① 加速试验环境谱的基本构成

参考美国空军制定并应用于 F-18 飞机结构的涂层加速试验环境谱及试验程序 (见参考文献 [1-2], 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。1 个周期包含 5 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, 其作用顺序基本上与使用情况相符, 反映了飞机停放时, 早晚多受高湿、盐雾作用, 白天受紫外线辐射、热冲

击及载荷作用的实际情况。我国军用飞机使用环境与美国基本相同,从而可以用该谱作为编制涂层加速试验环境谱的基础。加速试验环境谱流程如图 1-1 所示。

② 各环境块试验条件的确定方法

上述加速试验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。

a. 湿热暴露试验

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。

b. 紫外线照射试验

太阳辐射光谱对有机涂层的作用主要是紫外线引起的老化。紫外线辐射强度因纬度、地区和季节而异,而腐蚀失效关键部位涂层能接受到的紫外线辐射强度又与该部位的位置有密切关系。该辐射强度通常可以对我国典型地区的紫外线辐射量进行测量统计得到年总辐射量,再根据结构具体部位进行换算得到。加速试验环境谱的紫外线照射试验由紫外线辐射环境箱实现,其 1 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 1 年接受的总紫外线辐射量确定,并等于后者除以前者。紫外线辐射造成的涂层老化还与光照时环境温度有一定关系,它可参照参考文献 [1-2]、GB 2424.14 (参考文献 [1-3]) 及 ASTM53-84 加以选取,大致在 $50\sim 55^\circ\text{C}$ 范围。

c. 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及涂层与金属基体的附着力,为突出温度对涂层质量的影响,通常取试验温度为该部位出现的最高温度,作用时间取 1 年内的高温环境平均作用时间,同时,还要模拟温度变化过程对涂层质量的影响,对升温 and 降温过程要进行适当的控制。

d. 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 1 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

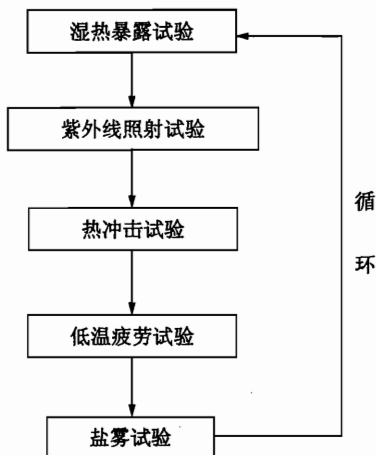


图 1-1 涂层加速试验环境谱流程图

应力比。

e. 盐雾试验

盐雾是飞机结构表面涂层和金属基体腐蚀的主要影响因素,我国军用飞机与美军飞机地面停放的气候环境大体相同,可取盐雾暴露时间和 CASS 谱一致。但是, CASS 谱的盐雾环境块中没有明确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 $5\% \pm 0.1\%$ 的 NaCl 溶液, $\text{pH} = 6.5 \sim 7.5$;酸性盐雾为在 NaCl 溶液中加入稀 H_2SO_4 , $\text{pH} = 3.5 \sim 4.5$;环境温度参考盐雾试验标准(见参考文献 [1-3]),取 $T = 35^\circ\text{C}$,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 上述加速试验环境谱的当量关系原则上是 1 个周期相当地面停放 1 年,但应根据外场飞机使用不同年限该部位的腐蚀情况和不同周期的加速试验环境谱下模拟试件腐蚀情况的对比加以检验和调整。

(3) 内部腐蚀失效关键部位的加速试验环境谱与当量加速关系

① 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。

a. 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。

b. 紫外线照射。内部腐蚀失效关键部位没有紫外线照射作用,删去紫外线环境块。

c. 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。

d. 恒温恒幅疲劳。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(如在 $-10 \sim 80^\circ\text{C}$ 范围),涂层与结构的疲劳性能基本上不受温度的影响,从试验方便性出发,试验温度可取为室温。

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

根据结构所处部位的不同,环境条件为湿热 + (热冲击) + 恒温疲劳 + 盐雾。下面给出一种典型的环境谱流程,如图 1-2 所示。

② 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

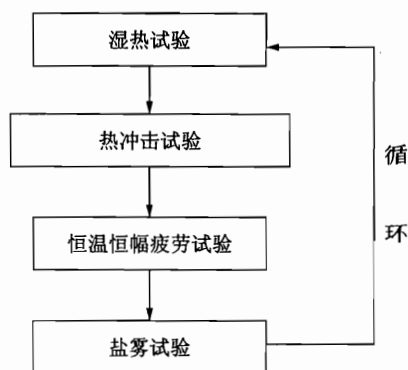


图 1-2 内部关键部位涂层加速试验环境谱流程图

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。

a. 溶液。一般采用酸性 NaCl 溶液。由于基体通常为铝合金材料,可以参考借鉴金属基体加速试验环境谱中 EXCO 溶液(见参考文献 [1-4])的基本构成。在配制溶液时,根据外场腐蚀产物的组分分析更换溶液中的酸液。由于工业污染导致腐蚀环境中含有 SO_2 或 H_2S ,通常可将 HNO_3 调整为 H_2SO_4 ,以保证失效形式和腐蚀产物组分的一致,同时要保证溶液 pH 值不变。浸泡温度可以取该结构地面停放时的平均温度,为加快腐蚀,也可以适当地提高温度。

b. 疲劳载荷。疲劳载荷与施加环境与①相同。

③ 当量加速关系的确定主要采用腐蚀程度对比法。由于内部腐蚀关键部位关注的是结构表面防腐涂层失效,因此必须给出涂层失效的衡量标准,通过加速试验环境谱下模拟试件试验,确定涂层失效时间 t_0 ,由外场或大修厂的飞机内部腐蚀关键部位腐蚀损伤的测量及信息,通过一定的处理和分析,获得地面停放的涂层失效时间 T_0 。当量加速系数 $\beta = \frac{T_0}{t_0}$ 。

1.2.3.2 含涂层模拟试件加速腐蚀试验与分析

腐蚀失效关键部位的日历寿命评定主要通过模拟试件在加速试验环境谱下的加速腐蚀试验来实现,具体实施过程如下。

① 进行预定日历首翻年限对应的加速腐蚀试验,观察和记录涂层损伤的产生和发展情况,确定失效标准,根据涂层是否接近失效或接近失效的时间,分别按以下要求予以处理。

a. 若试验后防护体系未见明显损伤,则日历寿命满足首翻期要求。对外露部位,停止试验,送修;对内部部位,则认真检查记录损伤情况,准备投入下一修理间隔年限试验。

b. 若试验后涂层有明显损伤,但未失效,对外露部位和大修时可以修理的内部部位,检查记录损伤情况后送修。而对大修时不可修的内部部位,如果允许结构腐蚀但在全寿命期不影响使用功能,则认为满足日历寿命要求;否则认为无法满足日历寿命要求,给出改进涂层防护体系的建议或结论。

c. 对外露腐蚀失效关键部位,若试验中期已见接近失效的涂层损伤,则应在对应的首翻中期停止试验,送修,而后投入下一个首翻一半年限的试验。但若未及首翻一半年限就已发生涂层失效时,则认为涂层防护体系必须加以改进。

② 对应首翻年限加速试验送修的试件按大修时的涂层修理方法进行修理,而首翻中期送修的外露部位试件则按外场涂层修理方法进行修理。

③ 进行第2次修理间隔年限对应的加速腐蚀试验,试验过程、试验中与试验后的处理方法可参照首翻期模拟试验。

④ 继续下一个修理间隔年限的加速腐蚀试验,直至达到日历总年限。日历总年限前的一个修理间隔对应的允许腐蚀损伤可以适当加大,最终给出腐蚀失效关键部位日历寿命评定结论。

涂层腐蚀损伤评定与涂层失效判据是含涂层模拟试件加速腐蚀试验及分析中的两个重要问题,现简述如下。

① 涂层腐蚀损伤主要表现为表面涂层的失光、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较差,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(见参考文献[1-5]),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(见参考文献[1-6])。

② 涂层失效判据原则上是指无法通过经济修理恢复涂层防护的完好状态。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。

1.2.3.3 日历寿命评定

① 腐蚀关键部位的日历寿命评定应依据含涂层模拟试件加速腐蚀试验的全过程分析,明确给出该部位的涂层防护体系能否满足大修间隔或全寿命期内不发生不可经济修复的腐蚀损伤的要求,即能否达到预期的日历寿命首翻、修理间隔与总寿命指标。

② 必须明确给出满足日历寿命要求的腐蚀修理大纲,包括修理时间,腐蚀损伤检查与修理方法,以及修理时所用的涂层体系。

③ 对于不能满足日历寿命要求的腐蚀关键部位,应给出改进涂层防护体系的建议。

1.2.4 应力腐蚀关键件(部位)的处理办法

① 对于后续生产或改型设计的飞机进行设计改进,采取减少配合过盈量等简便易行的措施降低装配应力,如有可能,采用更换材料的方法提高抗应力腐蚀性能,力求避免应力腐蚀开裂的发生。

② 对于现役飞机,则制定行之有效的检查及修理措施,控制应力腐蚀开裂的发生,防止在寿命期内发生应力腐蚀断裂而危及结构功能和使用安全。

③ 原则上应力腐蚀关键部位不作为定量评定飞机结构日历寿命的依据。

1.2.5 全机结构日历寿命体系评定步骤

① 全机结构的日历寿命体系以各关键部位的日历寿命体系评定结果为基础,通过综合分析协调处理加以评定。

② 首先,应综合各腐蚀关键部位的日历寿命评定结果,给出是否满足预期日历寿命首翻、修理间隔及总寿命的结论,并综合列出哪些关键部位属于大修时不可修的内部部位,在日历寿命期内不发生影响使用功能的腐蚀和损伤;哪些关键部位在修理间隔内不发

生涂层失效,可通过大修时的涂层更新和腐蚀修理而满足日历寿命要求;以及是否存在个别关键部位需要在修理间隔中期进行腐蚀检查与视情修理。

③ 以腐蚀条件下疲劳寿命最短的主要疲劳关键件(部位)作为评定全机日历寿命体系的基础,协调分析其他全部疲劳关键件(部位)的日历寿命体系分析结果。要针对主要疲劳关键件的不同年飞行强度区间所对应的日历寿命体系分别进行协调分析,对于可以满足主要疲劳关键件两次修理间隔方需修理的疲劳关键件,可协调为疲劳关键件两次修理间隔进行修理。对于虽然修理间隔长于主要疲劳关键件但不能支持其两次修理间隔的疲劳关键件,只能适当“牺牲”其寿命,协调为与主要疲劳关键件同时进行修理。

④ 对疲劳关键件与腐蚀关键件(部位)的修理时间进行协调时,同样要以主要疲劳关键件的日历寿命体系结论为依据,当疲劳关键件的修理取决于使用年限(日历寿命)时,腐蚀关键件(部位)的修理时间是与之协调的。当疲劳关键件的修理取决于飞行小时数(疲劳寿命)时,腐蚀关键部位也应随之进行修理,即要“牺牲”一定的日历寿命年限。

⑤ 全机结构的日历寿命体系评定结果必须伴随着各疲劳关键件、腐蚀关键件(部位)的修理要求与方法。对腐蚀关键部位而言,主要是涂层与基体轻微腐蚀的修理方法,而对疲劳关键件而言,则必须同时包括裂纹修理与腐蚀损伤修理两个方面。

1.3 结构日历寿命体系评定结论

1.3.1 指定年飞行强度下飞机结构的日历寿命体系

(1) 决定飞机结构日历寿命体系的关键件(部位)清单

① 疲劳关键件(部位)清单。

② 腐蚀失效关键件(部位)清单。

③ 关于是否存在应力腐蚀关键部位的说明。

(2) 各疲劳关键件的日历寿命体系评定结论

针对每个疲劳关键件,列出不同指定年飞行强度区间对应的首翻期、大修时间及总寿命,明确各次大修(含首翻)与总寿命取决于飞行小时数还是使用年限。当取决于飞行小时数时注明对应的使用年限;当取决于使用年限时注明对应的飞行小时数。

(3) 各腐蚀失效关键件(部位)的日历寿命评定结论

针对每个腐蚀失效关键件(部位),列出其日历寿命首翻期、大修时间及总寿命。明确指出在各次大修(含首翻)时是否要进行腐蚀损伤修理,对于个别需要在大修间隔中期实施视情修理的腐蚀关键部位,要特别予以说明。

(4) 全机结构的日历寿命体系

给出不同指定年飞行强度区间对应的全机结构首翻期、大修时间及总寿命,明确各次修理及总寿命取决于使用年限还是飞行小时数。当取决于飞行小时数时注明对应的使用年

限；当取决于使用年限时注明对应的飞行小时数。并要明确列出各次大修（含首翻）时应修理的关键件（部位），包括同时进行裂纹修理与腐蚀修理的疲劳关键件（部位），以及要进行涂层更新及腐蚀损伤修理的腐蚀失效关键部位。

上述评定结论应尽可能采用列表的方式给出。

1.3.2 对应的结构修理方案

① 必须详细给出上述飞机结构日历寿命体系评定结论对应的结构修理方案。只有严格执行了修理方案，日历寿命体系评定结论方能成立。也就是说，结构修理方案是日历寿命体系评定结论不可缺少的组成部分。

② 结构修理方案应包括各个疲劳关键件及腐蚀失效关键件（部位）。对疲劳关键件而言，应采用裂纹修理与腐蚀损伤修理相结合的修理方案；而对腐蚀失效关键件（部位）而言，修理方案主要是涂层更新及腐蚀损伤的修理。

参 考 文 献

- [1-1] 李玉海. 腐蚀条件下飞机结构寿命体系评定技术研究. 北京航空航天大学博士学位论文, 2000
- [1-2] Robert N Miller, R L Schuessler. Predicting Service Life of Aircraft Coatings in Various Environments. Corrosion, 1989, (4): 12~21
- [1-3] GB 2424. 14—81 电工电子产品基本环境试验规程
- [1-4] ASTM G34-01, Standard Test Method for Exfoliation Corrosion Susceptibility in 2XXX and 7XXX Series Aluminum Alloys (EXCO Test). 2003
- [1-5] GB 9277—88 色漆涂层老化的评价
- [1-6] 陈群志. 腐蚀条件下飞机结构日历寿命技术体系研究. 北京航空航天大学博士学位论文, 1999

第2章 歼8系列飞机结构日历寿命体系评定导论

2.1 评定范围与目标

2.1.1 评定的机种范围

① 在“七五”至“八五”期间进行歼8系列飞机定寿时,歼8系列飞机包含白天型、I型和II型飞机。近十几年来通过改型设计,增加了歼8H型和歼8F型等后续机种。

② 本次对歼8系列飞机进行日历寿命体系评定,包括现役歼8系列飞机(白天型、I型和II型)和后续机种(H、F型)。但是,由于歼8H型和歼8F型等后续机种的结构形式与歼8II型飞机基本相同,主承力结构未作更改,而且,这些后续机种的飞行性能及对应的载荷情况与歼8II型飞机基本一致,其寿命指标及大修间隔也与歼8II型飞机相同,因此,歼8II型飞机结构日历寿命体系的评定结论可以直接应用于歼8H型和歼8F型等后续机种,H、F型等后续机种的日历寿命体系评定可以结合歼8II型飞机日历寿命体系评定予以实现。

2.1.2 评定的目标与需求

2.1.2.1 歼8系列飞机结构日历寿命体系评定的必要性

① 歼8系列飞机是我国自行设计、研制的具有一定水平的主力作战机种,为了确定其使用寿命,发挥其作战能力并保证飞行安全,在“七五”至“八五”期间系统开展了歼8系列飞机定寿工作,经过大量的试验与研究,取得了较为圆满的结果,给出了歼8系列飞机的疲劳定寿结论及暂定的日历持续时限,制定了《歼8系列飞机机体结构使用寿命技术通报》(见参考文献[2-1])。多年来,按照上述定寿结论对歼8系列飞机结构实施寿命管理,对实现歼8系列飞机合理、可靠地使用和修理,保证其战斗力,起到了至关重要的作用。但是,正如参考文献[2-1]和参考文献[2-2]所指出,歼8系列飞机结构定寿工作还遗留了以下两个重要问题。

a. 定寿工作所制定的使用寿命技术通报“适用于我国内陆地区,一般环境下正常使用的全部歼8系列飞机(歼8型、歼8I型和歼8II型)的机体结构”,“使用任务或环境条件有变化时(如不按正常训练大纲安排任务比例或沿海、湿热地区长期使用时),机体结构的使用寿命会有变化,应视情调整”,“对装备在沿海和湿热地区,供海军用飞机结构的使用寿命需作适当修正”。

通报关于适用范围的上述内容表明,对于在沿海、湿热等腐蚀环境较为严重地区使用的歼8系列飞机而言,其使用寿命应在原有定寿结论基础上适当修正。在沿海、湿热等地区使用的飞机不仅有海军飞机,也包括空军飞机。对外场飞机的腐蚀损伤调查表明,即使在内地地区使用的歼8系列飞机,也同样存在着程度不同的环境腐蚀影响。

b. 所完成的歼8系列飞机定寿工作主要是疲劳定寿,即评定疲劳寿命。通报中暂定日历持续时限(日历寿命)是适应部队飞机的维修管理,参照歼7型飞机及其他机种日历持续时间指标给出的,依据不够充分,供部队参考使用,以后有更充分依据时可作适当更改。见参考文献[2-2]。

应该指出,暂定日历寿命不仅依据不够科学和充分,而且也没有给出日历大修时所需修理的构件及部位。应该说,这些决定日历寿命的关键件(部位)不仅包括受腐蚀影响的疲劳关键件(部位),还必须包括由于环境腐蚀可能造成功能失效或无法修复的腐蚀关键件(部位)。

② 现役歼8系列飞机以往的使用情况调查结果表明,年平均飞行强度(飞行小时数)只有50飞行小时左右,最长的也不超过80飞行小时。今后训练强度有可能加强,但年飞行强度不一定有太大的提高。因此,对现役歼8系列飞机而言,日历寿命成为其使用寿命的重要控制指标,在飞行强度提高幅度不大时,飞机的首翻、大修和总寿命仍有可能主要由日历寿命控制。针对这种情况,科学合理地给出歼8系列飞机的日历寿命体系对现役歼8系列飞机而言,就显得十分必要。

③ 近年来,现役歼8系列飞机结构发生了比较严重的腐蚀损伤,有的已构成影响战斗力的重要故障,举例如下。

a. 1995年,飞机机翼前梁发生大范围严重腐蚀,有的飞机已接近或达到暂定日历首翻期(10年),有的则尚未达到日历首翻期。但一致的是,它们的飞行小时数均远低于疲劳寿命首翻期。涉及的飞机架数约占全部现役飞机的一半。当时通过紧急立项实施外场紧急抢修方案,改进涂层并进行腐蚀修理。但由于经费及时间的限制,抢修后的前梁是否可以满足以及如何满足日历总寿命要求未能予以评定。目前,个别修理后的前梁又有腐蚀损伤产生,更说明了对其进行日历寿命评定的必要性。

b. 2001年3月12日,0207架歼8型飞机42框下半框腹板腐蚀断裂,并陆续发现多架歼8系列飞机该部位的腐蚀/裂纹,情况相当严重,造成大量飞机停飞,影响了部队的战斗力。经过军方、工业部门及院校专家的认真研究,制定了有效的补强和涂层更改修复方案,并迅速予以实施,保证了歼8系列飞机恢复正常使用。但是,修复后的42框下半框腹板能否满足以及怎样满足日历总寿命的要求,尚需通过日历寿命评定予以检验。而对涂层改进后的42框下半框腹板进行日历寿命评定,对保证后续生产的歼8系列飞机满足日历总寿命要求也有重要的意义。

c. 1993年11月至1994年3月,对几个机场的歼8系列飞机腐蚀情况进行了普查,1994年9月沈阳飞机设计研究所又与空军有关单位普查了全部歼8系列飞机的腐蚀情况。调查结果表明,在机翼下翼面、平尾下翼面、机身下蒙皮等多个部位也发现了不同程度的腐蚀损伤。

上述情况表明,腐蚀及日历寿命问题已是歼8系列飞机急需解决的问题。

④ 由于腐蚀对结构使用寿命的影响与年飞行强度有关,因此,疲劳寿命与日历寿命二者之间存在着一定的制约关系,在不同的年飞行强度下,飞机结构的首翻、大修与总寿命有时全取决于飞行小时数,有时全取决于使用年限,有时则可能分别取决于飞行小时数或使用年限。因此,按照疲劳寿命与日历寿命先达为准的原则判断飞机是否应进行首翻或大修,已很难完全满足用户主动、方便地安排飞机的使用与修理。因此,对歼8系列飞机结构进行日历寿命体系评定,对于用户主动地管理歼8系列飞机的使用寿命及修理,提高寿命管理水平,有着重要的实用价值。

2.1.2.2 歼8系列飞机结构日历寿命体系评定的目标

① 以一般环境下疲劳定寿结论及对应的全尺寸结构疲劳试验情况为基础,通过腐蚀环境对各疲劳关键件寿命影响的大量试验与分析,修正一般环境下的疲劳寿命,给出腐蚀条件下不同年飞行强度区间对应的歼8系列飞机结构疲劳寿命的评定结论。

② 通过各腐蚀失效关键件(部位)和疲劳关键件的腐蚀试验与分析,检验和评定歼8 II型飞机结构的日历寿命是否满足10年首翻,19年第2次大修和总寿命28年的预期目标,歼8白天型与I型飞机结构日历寿命是否满足10年首翻,18年第2次大修和总寿命26年的预期目标。

③ 综合腐蚀条件下疲劳寿命和日历寿命评定结果,建立歼8系列飞机结构的日历寿命体系,给出不同年飞行强度区间条件下决定结构首翻期、第2次大修和总寿命对应的飞行小时数或使用年限,并提供对应的结构修理大纲,包括首翻及第2次大修中的结构修理部位及裂纹与腐蚀检修方法,以及在修理间隔中可能需要的腐蚀修理部位视情修理要求。

④ 由于42框下半框腹板的腐蚀/裂纹故障,在2001~2002年对现役歼8系列飞机的42框下半框腹板进行了补强修理,并对后续飞机该部位进行了涂层防腐体系改进。补强修理与涂层体系改进的有效性需通过日历寿命评定试验加以验证,并给出对应的修理间隔与方法。由于补强修理的飞机已使用的年限及服役环境有所不同,因此,补强修理后的日历修理间隔必须在原使用年限基础上,结合整机结构的后续修理间隔予以认真分析与确定。鉴于42框下半框腹板经补强修理与涂层改进后有效性检验的特殊重要性,给出42框下半框腹板经补强修理与涂层体系改进后的日历寿命(修理间隔与方法)评定结论,应列为歼8系列飞机日历寿命体系评定的一项重要目标。

2.1.2.3 日历寿命体系评定要求

① 依据一般环境下疲劳定寿情况和对歼8系列飞机外场腐蚀情况的综合分析,确定影响歼8系列飞机日历寿命体系的主要关键件(部位),包括疲劳关键件(部位)与腐蚀失效关键件(部位)。

② 针对各个疲劳关键件(部位)和腐蚀关键件(部位),建立加速试验环境谱,并确定加速试验环境与外场环境间的当量加速关系。

③ 对每个疲劳关键件,测定地面停放腐蚀修正系数曲线(C—T曲线)和空中环境腐蚀疲劳影响系数K,进而针对指定的若干不同年飞行强度修正一般环境下疲劳定寿结论,完成腐蚀条件下的疲劳寿命评定。

④ 对每个腐蚀失效关键部位,进行日历首翻期(10年)的加速腐蚀试验,模拟大修后的修理间隔加速腐蚀试验(9年)与分析,以及适当的第2次日历大修后的加速腐蚀试

验。对试验结果进行综合统计分析,给出腐蚀失效关键件(部位)能否满足歼8系列飞机日历寿命的预期目标,即首翻期为10年,第2次修理间隔为9年(歼8Ⅱ型)或8年(歼8白天型与Ⅰ型),总寿命为28年(歼8Ⅱ型)或26年(歼8白天型与Ⅰ型),并提供对应的腐蚀修理方法。

⑤ 依据腐蚀条件下疲劳关键件的疲劳寿命评定结果,分析确定首翻、第2次大修和总寿命分别取决于日历年限与飞行小时数的各种典型组合情况对应的年飞行强度区间,给出疲劳关键件的日历寿命体系评定结果。

⑥ 综合疲劳关键件的日历寿命体系评定结果和各腐蚀关键件(部位)的日历寿命评定结果,最终给出歼8Ⅱ型、歼8白天型与歼8Ⅰ型飞机结构的日历寿命体系评定结论。

⑦ 对42框下半框腹板部位的补强修理试件及更改涂层试件进行大量的加速腐蚀试验。对补强试件试验过程的安排要充分考虑现有飞机已使用年限及是否进行过大修等区别,本着修理后纳入统一的日历修理间隔的要求,同时计及内陆、沿海机场环境腐蚀程度明显不同,当量加速关系相差1倍的具体情况,给出补强修理后日历寿命与修理方法的结论。对更改涂层体系的试件则可参照正常的腐蚀关键部位日历寿命评定试验予以安排。

2.2 日历寿命关键件选取

2.2.1 疲劳关键件

2.2.1.1 歼8白天型与歼8Ⅰ型飞机的疲劳关键件及关键危险部位

① 参考文献[2-3]依据歼8白天型与歼8Ⅰ型飞机结构定寿中的各项试验结果和有关计算分析,确定了机体结构的7个疲劳关键件,其中决定着整机结构使用寿命和安全的3个主要关键件及对应的关键危险部位如下。

- a. 机身42框横梁第1、2、3铆钉孔。
- b. 机翼主梁根部下凸缘航前和航后 $\phi 8$ 孔及航前2个 $\phi 6$ 孔。
- c. 机翼4梁接头下耳片螺栓孔。

② 参考文献[2-2]依据歼8白天型(及Ⅰ型)主起落架疲劳试验结果,指出了机轮半轴销钉孔是主起落架的关键危险部位。

③ 机翼主梁根部下凸缘处与4梁接头下耳片处存在着一定的环境腐蚀。外场与大修厂的调查表明,主梁根部下凸缘螺栓孔边和孔壁存在锈斑,螺栓有锈蚀;而4梁耳片孔边有白斑(腐蚀产物),衬套有锈。0207架歼8型飞机的拆毁检查表明,42框横梁下腹板处腐蚀不很明显,环境腐蚀相对较弱。主起落架机轮半轴处由于地面停放时外界环境的作用也存在着一定的腐蚀。

④ 日历寿命体系评定的疲劳关键件选取原则主要为:一般环境下的疲劳关键件(部位),并受到腐蚀环境的影响。因此,依据上述分析,歼8白天型与歼8Ⅰ型飞机结构日历寿命体系评定的疲劳关键件确定为以下4个:

- a. 机身42框横梁, 关键危险部位为下腹板第1、2、3铆钉孔。
- b. 机翼主梁, 关键危险部位为根部下凸缘航前、航后 $\phi 8$ 孔及航前2个 $\phi 6$ 孔。
- c. 机翼4梁, 关键危险部位为接头下耳片螺栓孔。
- d. 主起落架机轮半轴, 关键危险部位为销钉孔。

2.2.1.2 歼8Ⅱ型飞机疲劳关键件及关键危险部位

① 参考文献[2-4]依据歼8Ⅱ型飞机结构定寿中的各项试验结果与有关计算分析, 确定了机体结构的7个疲劳关键件, 其中决定着整体结构使用寿命和安全的2个关键件及对应的关键危险部位如下。

- a. 机翼主梁根部下凸缘航前和航后 $\phi 8$ 孔及航前2个 $\phi 6$ 孔。
- b. 机翼4梁接头下耳片螺栓孔。

② 参考文献[2-2]依据歼8Ⅱ型飞机主起落架疲劳试验结果, 指出了机轮半轴销钉孔是主起落架的关键危险部位。

③ 机翼主梁根部下凸缘、4梁接头下耳片及主起落架机轮半轴处均有一定的环境腐蚀, 情况与歼8白天型、歼8Ⅰ型飞机相同。

④ 歼8Ⅱ型飞机结构日历寿命体系评定的疲劳关键件确定为以下3个:

- a. 机翼主梁, 关键危险部位为根部下凸缘航前、航后 $\phi 8$ 孔及航前2个 $\phi 6$ 孔。
- b. 机翼4梁, 关键危险部位为接头下耳片螺栓孔。
- c. 主起落架机轮半轴, 关键危险部位为销钉孔。

2.2.2 腐蚀关键件

歼8白天型、歼8Ⅰ型和歼8Ⅱ型飞机结构具有相同的腐蚀失效关键件(部位)。腐蚀关键部位应在全面分析结构各类重点易腐蚀部位基础上予以选取, 表2-1中列入了歼8型飞机结构易腐蚀重点部位。

表2-1 歼8系列飞机易腐蚀重点部位

位 置	重 点 部 位
外蒙皮	(1) 机身、机翼、平尾下表面紧固件头部及孔边; (2) 壁板边缘, 蒙皮搭接、对缝处; (3) 检查口盖, 舱口盖边缘、缝隙处
机 翼	(1) 主起落架舱: ① 机翼前梁腹板、缘条、筋条; ② 机翼下壁板边缘; ③ 舱内钢制零件, 边肋钢钉及螺栓。 (2) 活动舵面及与固定部分接合处, 襟翼滑轨。 (3) 机身、机翼25、29、33、42、47、50框对接接头和耳片、螺栓
机 身	(1) 左右炮口前缘; (2) 前后减速板螺栓、接头; (3) 机身主轮舱区内: 33~38框间进气道蒙皮、上隔板、轮舱侧板、机身上壁板;

续表 2-1

位 置	重 点 部 位
机 身	(4) 前起落架舱内部、舱门; (5) 6、7、8号油箱舱内部; (6) 33框处机身副油箱挂架接头; (7) 33~38框上部燃油附件舱隔板; (8) 351大梁; (9) 发动机主推力销上耳片, 保险螺栓; (10) 铰链配合面; (11) 设备舱内侧壁及底板
尾 翼	(1) 方向舵交点; (2) 平尾翼尖配重连接处及上、下壁板
起落架	(1) 外筒、活塞杆; (2) 扭力臂及螺栓; (3) 作动筒接头

分析表 2-1, 可将其归纳为外露部位和内部结构部位两大部分, 依据现役歼 8 系列飞机结构腐蚀故障与检查情况, 外场及大修厂飞机的腐蚀情况调查, 以及 0207 架歼 8 型飞机结构的全面检查, 本着突出腐蚀较为严重, 具有代表性, 对日历寿命评定结果起关键作用, 其腐蚀检查修理方法可以覆盖所有易腐蚀重点部位的原则, 确定以下腐蚀失效关键部位:

- ① 机身 42 框下半框腹板。
- ② 机翼前梁腹板与下凸缘。
- ③ 机翼下翼面的螺钉连接区域。
- ④ 平尾下翼面的抽钉与铆钉连接区域。
- ⑤ 机身下蒙皮的铆钉连接区域。

2.2.3 应力腐蚀关键件

歼 8 系列飞机机翼 1 梁、前梁、主梁、4 梁接头耳片螺栓孔均有过盈配合的衬套, 存在着应力腐蚀开裂的可能, 而 1 梁接头耳片螺栓孔衬套的过盈量偏大, 外场已出现了应力腐蚀开裂的故障。因此, 选取机翼 1 梁耳片作为应力腐蚀关键件, 其关键部位为螺栓孔。

2.3 日历寿命体系评定的前提条件

2.3.1 一般环境下的疲劳定寿结论

2.3.1.1 歼 8 II 型飞机结构一般环境下的疲劳定寿结论 (适用于 H、F 型)

(1) 参考文献 [2-1]、[2-2]、[2-4] 给出的主要疲劳定寿结论

- ① 首翻期为 1200 飞行小时, 修理间隔为 1000 飞行小时, 剩余寿命为 800 飞行小时,

总寿命为3000飞行小时。即1200飞行小时首翻,2200飞行小时大修,总寿命为3000飞行小时。

② 首翻时对关键件实施检查,第2次大修时对机翼主梁、4梁等关键件的关键危险部位进行修理。

③ 主起落架与机体同寿,首翻期为1800起落,修理间隔为1500起落,总寿命为4500起落。材料为GC4钢的歼8Ⅱ型飞机主起落架,要在第2次大修(3300起落)时更换轮轴,即机轮半轴总寿命为3300起落;而材料为300M钢的歼8H、歼8F型(后续机种),则无需更换机轮半轴。

由于各主要疲劳关键件的实际可用寿命可能超过整机结构的寿命,而不同关键件受腐蚀的影响有所不同,为了在评定腐蚀条件下日历寿命体系时能发挥关键件的寿命潜力,避免出现腐蚀条件下疲劳寿命下降过多的情况,有必要对主要疲劳关键件依据全尺寸结构疲劳试验结果逐个进行分析,给出各疲劳关键件一般环境下的定寿结论。

(2) 机翼主梁一般环境下的疲劳寿命结论

① 全尺寸翼身组合体疲劳试验表明,机翼主梁下凸缘根部 $\phi 8$ 孔在9000试验飞行小时出现沿孔壁走向长0.8~1.0mm的裂纹。该裂纹深度尺寸偏保守地估计不会大于0.4~0.5mm。该孔修理时孔径由 $\phi 8$ 扩至 $\phi 11$,半径增加量为1.5mm,扣除不足0.3mm的塑性区,允许的裂纹深度尺寸超过1.0mm,它所对应的试验飞行小时数可保守地估计为不小于9500飞行小时,除以分散系数4,则主梁第2次大修可取作2350飞行小时。而修理后试验至14300飞行小时,主梁下凸缘根部关键部位螺栓孔均未再出现裂纹。因此,第2次大修至总寿命的间隔超过 $\frac{5300}{4} = 1325$ 飞行小时,若将其取为1000飞行小时肯定是很保守的。

② 机翼主梁耐久性评定结果表明,100架歼8Ⅱ型飞机机群,在95%可靠度下允许1个孔裂纹尺寸达到0.8mm所对应的修理前经济寿命为2945飞行小时,修理后的经济寿命则达2200飞行小时,明显可支持①中的结论。

③ 因此,将机翼主梁的一般环境下疲劳寿命取为:1200飞行小时首翻,2350飞行小时第2次大修,而第2次大修至总寿命的间隔为1000飞行小时。

(3) 机翼4梁一般环境下的疲劳寿命结论

① 翼身组合体全尺寸疲劳试验结果表明,右翼4436试验飞行小时换装新4梁后又试验了9864试验飞行小时未断;左翼4梁修理(下耳片孔由 $\phi 31$ 铰至 $\phi 32.6$ 并喷丸)后经过8300试验飞行小时断裂。可以支持4梁于2200飞行小时(对应8800试验飞行小时)大修时进行修理的结论。而第2次大修至总寿命间隔则可明显超过1000飞行小时。

② 机翼4梁耐久性评定结果表明,100架歼8Ⅱ型飞机在95%可靠度下允许5个下耳片孔裂纹尺寸达到1mm所对应的修理前经济寿命可达2300飞行小时,修理后的经济寿命亦明显超过1000飞行小时,支持①的结论。

③ 因此,将机翼4梁的一般环境下疲劳寿命取为:1200飞行小时首翻,2200飞行小时第2次大修,第2次大修后至总寿命的间隔为1000飞行小时。

(4) 主起落架机轮半轴一般环境下的疲劳寿命结论

① 材料为GC4钢的歼8Ⅱ型飞机主起落架全尺寸疲劳试验在21436起落时机轮半轴

断裂,采用分散系数5,可支持机轮半轴总寿命4200起落。

② 材料为300M钢的主起落架全尺寸疲劳试验在26200起落时机轮半轴断裂,采用分散系数5,可支持歼8H和歼8F型(后续机种)主起落架机轮半轴总寿命为5240起落。

2.3.1.2 歼8白天型与歼8Ⅱ型飞机一般环境下的疲劳定寿结论

(1) 参考文献[2-1]、[2-2]、[2-3]给出的主要定寿结论

① 首翻期为1000飞行小时,修理间隔为900飞行小时,剩余寿命为700飞行小时,总寿命为2600飞行小时。即1000飞行小时首翻,1900飞行小时大修,总寿命为2600飞行小时。

② 首翻时对机身42框横梁进行修理,对其他主要关键件实施检查,第2次大修时对机身42框横梁、机翼主梁、4梁等关键件的关键危险部位进行修理。

③ 主起落架与机体同寿,首翻期为1500起落,修理间隔为1350起落,总寿命为3900起落,第2次大修(2850起落)时更换轮轴,即机轮半轴总寿命为2850起落。

与歼8Ⅱ型飞机一样,有必要对主要疲劳关键件依据全尺寸结构疲劳试验结果逐个进行分析,给出各疲劳关键件一般环境下的定寿结论。

(2) 机身42框一般环境下的疲劳寿命结论

① 歼8型飞机(0401架)全机疲劳试验表明,5600试验飞行小时42框横梁断裂,反推裂纹形成寿命为4576飞行小时,除以分散系数4,为1144飞行小时,可支持1100飞行小时的首翻期。另有2件42框横梁部件耐久性试验则可保守地支持第1次修理($\phi 3.6$ 铰至 $\phi 5$ 并挤压强化)至第2次修理($\phi 5$ 铰至 $\phi 6$ 并挤压强化)间试验飞行小时数大于3600飞行小时、修理间隔为900飞行小时,也可保守地支持第2次修理后继续试验飞行小时数大于3200飞行小时、剩余寿命为800飞行小时。

② 42框横梁耐久性评定结果也表明,修理前经济寿命大于1100飞行小时,第1次修理后的经济寿命超过900飞行小时,第2次修理后的经济寿命超过800飞行小时。

③ 因此,42框横梁一般环境下的疲劳寿命可取为:1100飞行小时首翻、2000飞行小时第2次大修,第2次大修至总寿命间隔为800飞行小时。

(3) 机翼主梁一般环境下的疲劳寿命结论

① 歼8Ⅱ(0309架)飞机全尺寸疲劳试验中右翼采用的是歼8白天型飞机机翼,试验结果表明,机翼主梁下凸缘根部 $\phi 8$ 孔在9000试验飞行小时之后出现裂纹,除以分散系数4,可支持2200飞行小时实施修理;而修理后又经过5300试验飞行小时未出现裂纹,除以分散系数4,为1325飞行小时,可保守地支持修理至总寿命间隔高于1000飞行小时。

② 歼8白天型(I型)飞机机翼主梁耐久性评定结果表明,修理前经济寿命为2395飞行小时,修理后经济寿命为2346飞行小时,明显可支持①的结论。

③ 机翼主梁首翻期可参照42框横梁的首翻期选取,即取作1100飞行小时。

④ 因此,机翼主梁一般环境下疲劳寿命取为:1100飞行小时首翻,2200飞行小时第2次大修,第2次大修至总寿命的间隔为1000飞行小时。

(4) 机翼4梁一般环境下的疲劳寿命结论

① 依据歼8Ⅱ型飞机全尺寸疲劳试验中左翼(歼8Ⅱ型飞机机翼)、右翼(歼8白天型飞机机翼)的4梁试验结果,歼8白天型(I型)飞机机翼4梁的修理间隔(第2次大

修)以及修理后至总寿命间隔可取为与歼8Ⅱ型飞机机翼相同,即分别为2200飞行小时与1000飞行小时。而歼8白天型(I型)飞机机翼4梁耐久性评定结果也可支持上述结论。

② 机翼4梁首翻期同样参照42框横梁首翻期选为1100飞行小时。

③ 因此,机翼4梁的一般环境下疲劳寿命取为:1100飞行小时首翻,2200飞行小时第2次大修,第2次大修后至总寿命间隔为1000飞行小时。

(5) 主起落架机轮半轴一般环境下的疲劳寿命结论

主起落架全尺寸疲劳试验在18880起落时机轮半轴断裂,采用分散系数5,可支持机轮半轴总寿命为3700起落。

2.3.2 对日历寿命首翻期、修理间隔与总寿命的基本要求

依据用户对歼8系列飞机日历寿命的要求和歼8系列飞机定寿中暂定的日历寿命指标,所确定的歼8系列飞机日历寿命首翻期、修理间隔与总寿命要求为:

① 对歼8Ⅱ型飞机而言,日历首翻期为10年,修理间隔为9年,总寿命为28年。

② 对歼8白天型与歼8I型飞机而言,日历首翻期为10年,修理间隔为8年,总寿命为26年。

2.3.3 使用环境的分析与工程处理

2.3.3.1 关于地面停放环境

① 由于歼8系列飞机使用的机场遍布全国各地,其地面停放环境有较大差异,严格区分并确定所有机场的环境条件有较大困难。环境对结构腐蚀的作用主要取决于空气的温度、湿度、所含的盐分及酸性成分,总体来说,沿海及湿热地区的环境相对比较恶劣。因此,通常从宏观上将我国地面停放环境分为沿海、湿热地区和除湿热地区外的内陆地区(简称内陆地区)。

② 在进行歼8系列飞机结构的日历寿命体系评定时,针对不同的关键件(部位),对地面停放环境采用以下工程处理方法。

a. 疲劳关键件,以沿海、湿热地区环境作为评定疲劳寿命的基本地面停放环境,其评定结果直接适用于沿海、湿热地区使用的歼8系列飞机;由于内陆地区地面停放环境相对于沿海、湿热地区要弱得多,而沿海、湿热地区地面停放环境对歼8系列飞机疲劳关键件疲劳寿命的影响也只有10%~15%,因此,内陆地区地面停放环境对疲劳关键件疲劳寿命的影响原则上可以忽略。

b. 外露腐蚀关键部位,以沿海、湿热地区情况作为日历寿命评定的地面停放环境基本依据,但在给定日历寿命及修理方案结论时,可考虑内陆地区地面环境较弱的因素,对内陆地区使用的飞机加以调整。

c. 42框下半框腹板,属于内部腐蚀关键部位,其地面停放环境主要由含盐、酸成分的积水和/或潮湿空气构成。由于沿海、湿热地区与内陆地区的积水(潮湿空气)中盐、酸成分所占比例的不同,对结构腐蚀的作用程度明显不同,但是其影响均不可忽略。鉴于

已有的内陆及沿海、湿热地区所有机场使用的歼8系列飞机抢修时该部位腐蚀损伤实测结果,有条件分别对沿海、湿热地区和内陆地区建立地面停放局部环境谱,确定加速试验环境谱当量加速关系,进行日历寿命评定。

2.3.3.2 关于空中环境

空中环境主要用于修正疲劳寿命。通常认为,3000m以上高空的环境不会强于地面室温大气环境,而3000m以下环境则与地面环境有关。对于沿海、湿热地区使用的飞机,其地面环境较全尺寸结构疲劳试验所处室温大气环境恶劣,因此,空中环境与载荷谱的共同作用会对结构疲劳寿命产生一定的影响,而对于内陆地区使用的飞机,由于其地面环境与全尺寸结构疲劳试验所处的室温大气环境无明显差别,因此,空中环境对结构疲劳寿命的影响亦可忽略。

2.4 关于腐蚀防护体系的说明

2.4.1 腐蚀防护体系的重要性及构成

① 腐蚀防护体系对飞机结构的日历寿命体系有着重要的影响,特别是对腐蚀关键部位而言,腐蚀防护体系对于保证其满足日历寿命要求和延长日历寿命均起着至关重要的作用。良好的腐蚀防护体系对于减少环境腐蚀对疲劳关键部位疲劳寿命的影响也有一定的作用。

② 腐蚀防护体系主要包括表面防腐涂层(底漆/面漆/胶层)和连接件的装配方法(螺栓、铆钉的湿连接)。表面涂层主要用于防止构件表面产生腐蚀,对连接部位也有一定的防腐作用。由于连接件钉头周边的涂层在构件受载变形时极易龟裂而导致失效,使腐蚀介质进入连接缝隙造成腐蚀,因此,连接件采用湿连接装配对连接部位的腐蚀防护起着重要作用。

2.4.2 关于歼8系列飞机结构腐蚀防护体系的说明

① 对于歼8系列飞机结构主要疲劳关键件——机翼主梁,主起落架机轮半轴,以及歼8白天型与I型飞机机身42框横梁,均采用H06-2铁红色底漆+H04-2钢灰色磁漆的防腐涂层;机翼4梁接头下耳片采用1号航空底漆的防腐涂层。因此,在评定地面停放腐蚀及使用中腐蚀疲劳影响时,所采用的模拟试件均带有实际结构的上述涂层。

② 对于外露腐蚀关键部位——机翼下蒙皮、平尾下蒙皮和机身下蒙皮等,出厂时大部分采用1号航空底漆+13-2面漆的涂层体系。随着新涂层技术的发展,经过一定的检验后,在大修时面漆分别改用了TS70-1聚氨酯无光磁漆、T96-71含氟聚氨酯磁漆的涂层体系,并在后续生产的歼8系列飞机中从出厂就加以更改。因此,在对其进行日历寿命评定时,分别对上述几种涂层体系进行加速腐蚀试验,对各种涂层体系的抗腐蚀能力予以检验

与分析,并依据飞机出厂及大修时实际的涂层情况予以分类,对其是否满足和怎样满足日历寿命要求给予明确的评价。

③机身42框下半框腹板在发生腐蚀/裂纹故障后,根据现役飞机的腐蚀检查情况,并考虑后续飞机防腐性能的改进,制定了涂层设计更改和补强件修理方案。涂层设计更改将原来只有1号航空底漆的涂层更换为1号航空底漆+13-2面漆+胶层的防腐体系,补强件修理在安装补强件后也同样采用了上述的涂层改进。在评定42框下半框腹板日历寿命时详细区分了不同现役飞机的实际使用与大修历程、抢修时的修理方案,并考虑后续飞机改进的涂层体系,通过当量加速试验环境谱下的加速腐蚀试验,分别评定对应的日历寿命结论及对应的腐蚀修理方法。

参 考 文 献

[2-1] 李玉海,贾国荣.歼8系列飞机机体结构使用寿命技术通报.第六〇一研究所技术报告,J8-00K-227,1995

[2-2] 贾国荣,黄季堃.歼8系列飞机结构定寿、延寿及可靠性增长技术总结.第六〇一研究所技术报告,J8-00K-232,1994

[2-3] 张熙箴等.歼8、歼8I型飞机机体结构使用寿命的确定.第六〇一研究所技术报告,J8-00K-221,1994

[2-4] 张熙箴等.歼8II型飞机机体结构使用寿命的确定.第六〇一研究所技术报告,J8II-03-2627,1994

第3章 歼8系列飞机机翼主梁的日历寿命体系评定

3.1 引论

3.1.1 结构形式与关键危险部位概述

3.1.1.1 结构形式

歼8系列飞机（包括歼8白天型、歼8I型、歼8II型以及后续机种）机翼是一种典型的多梁式结构，纵向构件有：前长桁、1梁、前梁、主梁、4梁及后长桁，分别与机身25框、29框、33框、42框、47框和50框相对接，如图3-1所示。前长桁与机身25框、后长桁与机身50框为齿垫连接，其余为双耳片连接。1梁、前梁间及主梁、4梁间为整体油箱，前梁、主梁间布置有起落架舱。

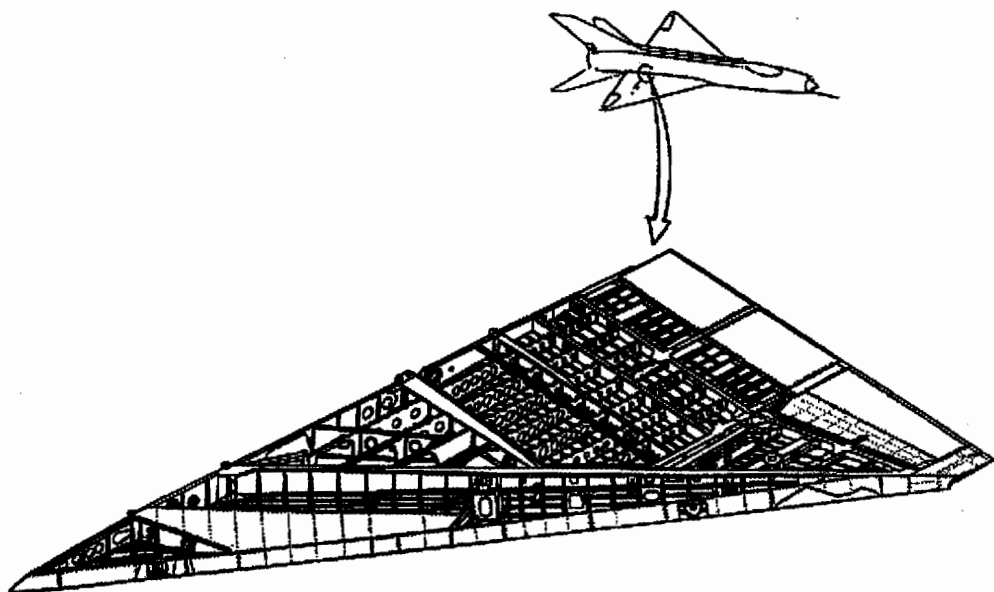


图3-1 歼8系列飞机机翼结构图

飞行过程中作用在机翼上的载荷通过前长桁、1梁、前梁、主梁、4梁及后长桁，传至机身25框、29框、33框、42框、47框和50框。剪力由前长桁、1梁、前梁、主梁、4梁及后长桁传递，弯矩由1梁、前梁、主梁、4梁与机身对接的双耳片传至机身。机翼主

梁是机翼最重要的承力梁, 76%的机翼弯矩由机翼主梁传至机身 42 框。

机翼主梁由 30CrMnSiNi2A 锻件制造, 剖面形状为工字形, 梁的总宽度为 170mm, 腹板厚度为 3mm, 上、下凸缘厚度如图 3-2 所示。出厂时磷化后涂 H06-2 铁红色底漆, 再涂 H04-2 钢灰色磁漆。歼 8 II 型飞机及后续机种与歼 8 白天型及 I 型飞机的主要差别在于下凸缘及凸缘边缘处的厚度不同, 图中括号内的尺寸为歼 8 白天型及 I 型飞机机翼主梁下凸缘的尺寸。主梁上、下表面为 LY12 材料的蒙皮, 蒙皮厚度为 5mm。主梁航前、航后的上、下凸缘边缘各有 1 排 $\phi 6$ 螺栓与蒙皮相连; 靠近根部各有 2 个 $\phi 8$ 螺栓与蒙皮相连; 主梁根部用 2 个 $\phi 40$ 螺栓与机身 42 框相连。

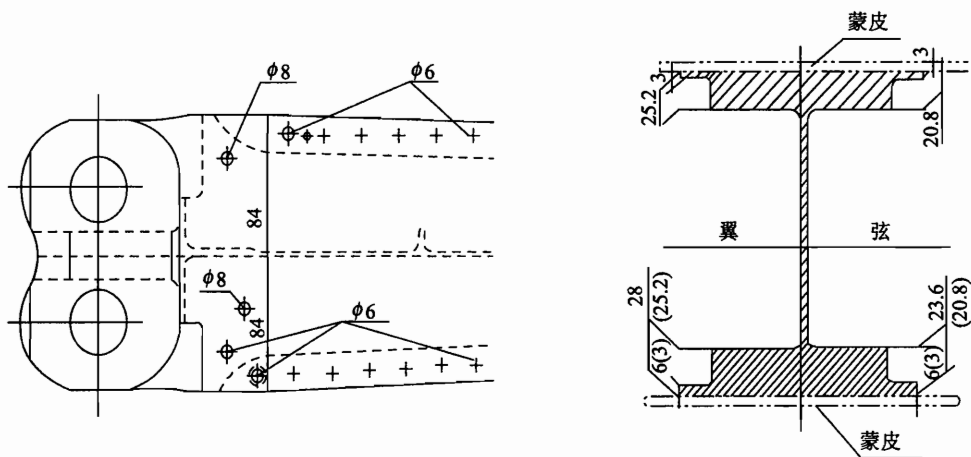


图 3-2 歼 8 系列飞机机翼主梁剖面形状示意图

3.1.1.2 关键危险部位

① 有限元应力分析结果表明, 歼 8 II 型及白天型、I 型飞机机翼主梁下凸缘根部航前、航后 $\phi 8$ 螺栓孔及 2 个 $\phi 6$ 螺栓孔处有较高的应力水平。

② 歼 8 II 型飞机翼身组合体全尺寸疲劳试验件的前机身、左机翼为歼 8 II 型飞机新件, 右机翼为白天型机翼。试验结果表明, 在 9000 试验飞行小时检查出左、右翼主梁下凸缘根部航前、航后 $\phi 8$ 孔出现裂纹, 11215 试验飞行小时右翼主梁下凸缘根部航前 $\phi 6$ 孔出现裂纹。

③ 由此确定歼 8 II 型及白天型、I 型飞机机翼主梁的关键危险部位为下凸缘根部航前、航后 $\phi 8$ 孔和航前 2 个 $\phi 6$ 孔。

3.1.1.3 关于日历寿命体系评定的说明

参考 2.3.3, 内陆地区腐蚀环境对机翼主梁的影响可以忽略, 其寿命结论与一般环境下的定寿结论相同。本章中机翼主梁日历寿命体系的评定主要针对沿海、湿热地区使用的飞机, 如不加特殊说明, 以下内容均指沿海、湿热地区。

3.1.2 关键部位的腐蚀源与腐蚀损伤形式

3.1.2.1 腐蚀源

① 主梁根部处于主起落架舱内, 航前与机翼边肋、主起落架支柱舱斜隔板及上、下

蒙皮形成一个三角形盒式结构；航后与后油箱隔板、边肋及上、下蒙皮形成封闭盒式结构。根部螺栓孔危险部位处于两个盒式结构内部，由于上、下蒙皮的存在，外部雨水、凝露不能从蒙皮进入结构内部，无积水存在。主梁根部航后为封闭的，与外界不通，航前盒式结构边肋上和斜隔板上有较大的减轻孔，分别与机身—机翼接合部空腔和主起落架舱相通，因此，主梁根部螺栓孔的腐蚀环境由机身—机翼接合部空腔的潮湿空气和主起落架舱内环境的作用产生。

② 由于飞机停放时主起落架舱内与外部自然环境相同，且随外界空气的运动而有一定流动，因此，盒内压力高于起落架舱，舱内空气难以进入盒内，而且盒内还有2根翼肋阻挡气流，致使主起落架舱内含盐雾及酸性气体的潮湿空气有微量能达到主梁根部螺栓孔部位。机身—机翼空腔气流基本不流动，其压力与三角盒压力相当，边肋开有2个较大的孔，且距螺栓孔部位很近。因此接合部含盐雾及酸性气体的潮湿空气将有大部分进入到根部螺栓孔处。

③ 综上所述，机翼主梁根部的主要腐蚀因素为含微量盐雾及酸性气体的潮湿空气。

3.1.2.2 腐蚀损伤形式

对外场和大修厂使用一定年限的歼8系列飞机腐蚀情况的检查表明，机翼主梁根部下凸缘螺栓孔的主要腐蚀形式是螺栓锈蚀、螺栓孔壁及孔边表面的锈斑，它们主要源于间隙腐蚀。

3.2 局部环境谱、加速试验环境谱与当量关系

3.2.1 地面停放局部环境谱

歼8系列飞机典型机场地面环境谱中雨谱构成见表3-1（见参考文献[3-1]）。

表3-1 飞机地面停放雨谱（1年）

温度(℃)	5	10	15	20	25	30	降雨次数
累积雨谱(h)	110.2	54.4	61.7	103.3	113.3	5.6	105.8

考虑到每次雨后在机身—机翼接合部的积水并不能马上蒸发掉，因此，积水形成的潮湿空气作用还会延迟一段时间，延迟时间的长短与每次降雨的轻重程度、雨量大小、渗入的水量有关。每次雨后潮湿空气的作用时间按平均每次降雨均延迟1h计算，则总延迟时间为105.8h。将此时间按雨谱中各种温度下降雨时间的比例分配到各温度下的降雨时间上，则得总作用时间，见表3-2。

表3-2 潮湿空气作用时间（1年）

温度(℃)	5	10	15	20	25	30	Σ (h)
累积雨谱(h)	110.2	54.4	61.7	103.3	113.3	5.6	448.5
延迟时间(h)	26.0	12.8	14.6	24.4	26.7	1.3	105.8
总作用时间 Σ (h)	136.2	67.2	76.3	127.7	140.0	6.9	554.3

根据 3.1.2.1 的分析, 机身—机翼接合部腔内环境全部作用到主梁根部螺栓孔部位; 起落舱内的含盐雾的潮湿空气虽然仅有少量进入到螺栓孔部位, 但由于起落架舱内含盐雾的潮湿空气作用时间极长, 约为降雨时间的 4~13 倍, 因此必须考虑起落架舱环境对主梁根部局部环境的影响。由于这种影响难以准确测定, 因此采用以下工程处理方法, 即偏保守地将接合部空腔内的潮湿空气作用时间增大 50%, 并将接合部内潮湿空气的相对湿度由 75%~90% 增高为相对湿度 $RH \geq 90\%$, 温度则可取为与外界环境相同。主梁螺栓孔局部环境谱见表 3-3。

表 3-3 歼 8 系列飞机主梁螺栓孔局部环境谱 (1 年)

温 度 ($^{\circ}\text{C}$)	5	10	15	20	25	30
$RH \geq 90\%$ 的潮湿空气 (h)	204.3	100.8	114.45	191.55	210	10.35

3.2.2 地面停放加速试验环境谱

3.2.2.1 地面停放加速试验环境谱

采用第 1 章 1.2.2.1 中给出的典型的疲劳关键件周期浸润加速试验环境谱, 其构成如下:

① 酸性 NaCl 溶液浸润: 5% NaCl 溶液中加入少量稀 H_2SO_4 , 使 $\text{pH} = 4 \sim 4.5$, 溶液温度为 $40 \pm 2^{\circ}\text{C}$;

② 在 40°C 温度和 $95\% \pm 5\%$ 相对湿度的潮湿空气中, 用远红外线灯照射并烘干试件, 调节远红外线灯的位置与功率, 使试件在临近浸入溶液前可被烘干。

一个加速谱周期为 30min, 其中浸泡 7.5min, 溶液外烘烤 22.5min。

在模拟试件进行加速腐蚀试验前, 应在 -50°C 低温下施加不低于疲劳载荷谱中最大应力对应载荷的预拉伸。

3.2.2.2 加速试验环境谱的有效性与可行性检验

将机翼主梁模拟试件按上述加速试验环境谱进行预腐蚀, 腐蚀损伤主要表现为螺栓锈蚀和孔壁及表面锈斑, 与 3.1.2.2 中给出的实际结构腐蚀损伤形式基本一致。因此, 可以认为所选取的上述加速试验环境谱是有效的、可行的。

3.2.3 加速腐蚀当量关系

3.2.3.1 当量折算法评估结果

当量折算法的原理见第 1 章 1.2.2.1。

(1) 折算系数

所用的有关折算系数取自参考文献 [3-3], 见表 3-4~表 3-6。

表 3-4 潮湿空气与标准潮湿空气的折算系数 α (钢材)

T(°C)	20	25	30	35	40
α	0.05840	0.2292	0.4065	0.7096	1.0

表 3-5 不同浓度的 NaCl 溶液与水的折算系数 α (钢材)

NaCl 溶液浓度(%)	0.35	0.5	1.72	3.5	7
α	0.558	0.485	0.417	0.32	0.31

表 3-6 H_2SO_4 与水的折算系数 α (钢材)

酸浓度 (PPM)	α
1	0.467

(2) 加速试验环境与水(标准潮湿空气)的当量关系

① 5% NaCl 溶液的折算系数 α_1

采用下式对折算系数 α 与 NaCl 溶液的浓度进行拟合

$$1 - \alpha = a \cdot e^{-\frac{b}{y}} \quad (3-1)$$

式中: a, b ——拟合参数;

y ——NaCl 溶液的浓度;

α ——折算系数。

将式 (3-1) 转化为线性函数: $\ln(1 - \alpha) = \ln a - \frac{b}{y}$ 。用最小二乘法对表 3-5 中数据进行处理, 结果表明, $\ln(1 - \alpha) \sim \frac{1}{y}$ 呈良好的线性关系, 从而以表 3-5 的数据为基础, 用线性插值的方法计算 5% NaCl 溶液的折算系数 α_1 。中间参数和计算结果见表 3-7。

表 3-7 5% NaCl 溶液折算系数的中间参数和计算结果(钢材)

$y(\%)$	3.5	7	5
$\frac{1}{y}$	28.57143	14.28571	20
$\ln(1 - \alpha)$	-0.38566	-0.37106	-0.3769

从而有 $\alpha_1 = 1 - e^{-0.3769} = 0.314$ 。

② pH = 4 的 H_2SO_4 溶液的折算系数 α_2

pH = 4 的 H_2SO_4 溶液中 H_2SO_4 含量为 4.904PPM。

由于表 3-6 只有一组数据, 认为酸浓度 (PPM 值) 与 $\frac{1}{\alpha}$ 呈线性关系, 借助于水 (可认为 H_2SO_4 溶液的浓度为 0PPM) 的 $\alpha = 1.0$, 进行线性插值, 得到 4.904PPM 对应的

$$\frac{1}{\alpha_2} = 6.595$$

从而 $\alpha_2 = 0.152$ 。

③ 加速试验环境谱的综合折算系数 β^*

加速试验环境谱的综合折算系数 β^* 满足

$$\frac{1}{\beta^*} = \frac{1}{\alpha_1} + \frac{1}{\alpha_2}$$

从而有 $\beta^* = 0.1024$ 。对应着加速试验环境谱作用 1h 相当于标准潮湿空气作用 $t_1 = 9.8\text{h}$ 。

(3) 地面停放局部环境谱与标准潮湿空气的当量折算

由表 3-4, 将表 3-3 中各温度下 $\text{RH} = 90\%$ 的潮湿空气作用时间折算到 $T = 40^\circ\text{C}$, 得到每年地面停放局部环境谱作用所相当的标准潮湿空气作用时间 t_2

$$t_2 = (204.3 + 100.8 + 114.45 + 191.55) \times 0.05840 \\ + 210 \times 0.2292 + 10.35 \times 0.4065 = 88.09 \text{ (h)}$$

(4) 加速试验环境谱与地面停放环境间的当量加速关系

折算系数 $\alpha = \frac{t_2}{t_1} = \frac{88.09}{9.8} = 9.0$ (小时/年); 加速系数 $\beta = \frac{t_1}{t_2} = 0.111$ (年/小时), 即加速

试验环境谱作用 9 小时相当于地面停放 1 年。

3.2.3.2 用腐蚀程度对比法确定当量加速关系

(1) 模拟试件加速腐蚀试验结果

采用歼 8 系列飞机机翼主梁模拟试件, 进行了 3.2.2.1 所给出的加速试验环境谱下的加速腐蚀试验, 试件分为 6 组, 加速腐蚀时间分别为 3、5、10、28、56 和 84 天。试验结果表明, 28 天以上试件的腐蚀程度过于严重, 因此, 以 3、5、10 天加速腐蚀后试件的腐蚀情况作为用腐蚀程度对比法确定当量加速关系的依据。图 3-3~图 3-4 给出了加速腐蚀 3 天和 5 天后试件的腐蚀状态, 主要表现为螺栓的锈蚀和孔壁及表面上的锈斑。



图 3-3 歼 8 系列飞机机翼主梁模拟试件加速腐蚀 3 天后试件腐蚀状态

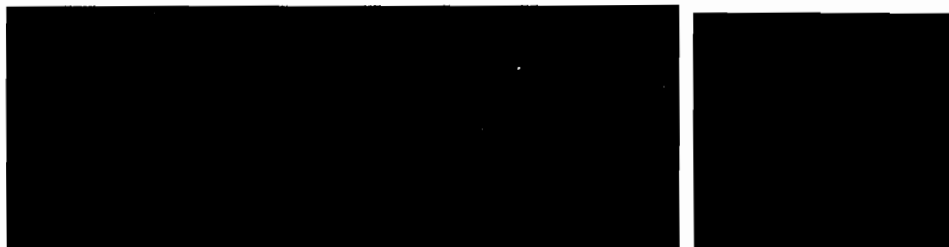


图 3-4 歼 8 系列飞机机翼主梁模拟试件加速腐蚀 5 天后试件腐蚀状态

(2) 腐蚀程度的对比

① 由于主梁根部的检查必须拆卸机翼蒙皮, 因此无法检查外场停放飞机的机翼主梁腐蚀情况, 只能对进厂大修的飞机实施机翼主梁根部螺栓孔部位的腐蚀检查。沈阳飞机设计研究所对9架大修的歼8系列飞机机翼主梁根部, 特别是下凸缘螺栓孔部位进行了详细检查, 结果列入表3-8。

表3-8 大修飞机主梁腐蚀检查结果

序 号	使用年限(年)	主梁根部腐蚀情况
1	8	螺栓轻微锈蚀
2	11	螺栓锈蚀
3	11	螺栓锈蚀、孔边轻微锈斑
4	11	螺栓锈蚀
5	11	无明显腐蚀
6	11	螺栓锈蚀
7	12	螺栓锈蚀、孔边轻微锈斑
8	12	螺栓锈蚀、孔边锈斑
9	12	螺栓锈蚀、孔边锈斑

② 将上述9架飞机机翼主梁根部腐蚀情况与加速腐蚀3天和5天的试件腐蚀情况加以对比, 表3-8中序号为1、2、4、5、6的机翼主梁腐蚀均弱于加速腐蚀3天的试件, 序号3、7的腐蚀情况与加速腐蚀3天试件大体相当, 序号为8、9的机翼主梁根部腐蚀情况相对较重, 但仍不及加速腐蚀5天试件的腐蚀程度。

(3) 关于机翼主梁腐蚀情况的调研

为了扩大腐蚀程度对比的信息, 在大修厂检查时, 请大修厂领导、技术科与修理车间技术人员以及修理工人共20余人, 仔细观察加速腐蚀5天的试件腐蚀状况, 回忆他们所参与的已大修过的歼8系列飞机中, 是否在机翼主梁根部螺栓孔部位发现过类似情况的腐蚀。经与会人员认真回忆并查找有关修理记录后一致认定: 已修的歼8系列飞机使用年限最长为12年, 修理中曾见过主梁下凸缘螺栓及螺栓孔处的锈蚀, 但均弱于加速腐蚀5天的试件的相关部位腐蚀情况。

(4) 腐蚀程度对比法确定的当量加速关系

综合上述对比结果, 以实际结构最严重的腐蚀程度为依据, 保守地取加速腐蚀5天相当于地面停放12年, 即加速谱作用10小时当量为地面停放1年, 对应的折算系数 $\alpha = 10$ (小时/年), 加速系数 $\beta = 0.1$ (年/小时)。

3.2.3.3 当量加速关系的综合确定结论

综合当量折算法和腐蚀程度对比法的结果, 保守地取加速试验环境谱作用10小时相当于地面停放1年, 折算系数 $\alpha = 10$ (小时/年), 加速系数 $\beta = 0.1$ (年/小时)。即有 $T(\text{年}) = 0.1t$ (小时), t (小时) $= 10T$ (年)。

3.2.4 空中环境谱分析与工程简化

① 如参考文献 [3-2] 7.1.4 所述, 工程中通常将关键部位空中环境谱用若干种典型实验室环境按一定百分比加权组合的形式描述。参考文献 [3-4] 针对飞机不同结构区域和部位, 将空中工作环境分为 4 个类型, 见表 3-9。每类环境由 6 种典型实验室环境加权组合构成, 其加权百分数见表 3-10。

表 3-9 飞机的空中工作环境类型

类 型	环 境 描 述
W	① 受外部环境作用, 疲劳损伤大部分发生在飞行高度小于 3000m; ② 受到冷凝水作用的典型内部结构
C	受外部环境作用, 疲劳损伤大部分发生在飞行高度大于 3000m
B	舱底、厨房和盥洗室区域的内部结构
F	燃油箱区域

表 3-10 典型实验室环境加权百分数

序 号	典型实验室环境	飞机空中工作环境类型			
		W(%)	C(%)	B(%)	F(%)
1	标准实验室空气与室温	30	30	15	
2	潮湿空气	65	25	50	
3	-54℃空气		40		
4	3.5% NaCl	5	5	15	
5	油箱积存水			20	20
6	发动机燃油				80

② 歼8系列飞机机翼主梁根部属于内部结构, 但无冷凝水作用。空中腐蚀环境主要由于外部环境通过机翼-机身连接处整流蒙皮的间隙进入而形成。而歼8系列飞机承受较大载荷对应的飞行高度一部分大于 3000m, 一部分小于 3000m。机翼主梁在以表 3-10 中 W 类为基础大幅度降低潮湿空气比例 (由 65% 降至 20%), 同时考虑酸性气体的作用, 将 3.5% 的 NaCl 盐雾的一半改为酸性盐雾 (盐雾 + SO₂), 因此 3000m 以下的空中局部环境谱为: 室温大气 75%、潮湿空气 (RH>90%) 20%、3.5% 的 NaCl 盐雾 2.5% 和 3.5% 的 NaCl 盐雾 + SO₂ (酸性盐雾) 2.5%。在 3000m 以上高空腐蚀介质稀薄, 而且处于 0℃ 以下低温, 腐蚀环境的影响很小, 可以忽略。

③ 由于总体来说空中环境对寿命影响不大, 可以对空中局部环境进一步简化, 综合高于和低于 3000m 的情况, 按两类高度留空时间比例 (各占 50%) 加权平均, 得到当量空中局部环境谱为: 室温大气 87.5%、潮湿空气 (RH>90%) 10%、3.5% 的 NaCl 盐雾 1.25% 和 3.5% 的 NaCl 盐雾 + SO₂ (酸性盐雾) 1.25%。

3.3 腐蚀条件下的疲劳寿命评定

3.3.1 腐蚀条件下歼8Ⅱ型飞机机翼主梁的疲劳寿命评定

3.3.1.1 地面停放腐蚀修正系数曲线(C—T曲线)的测定

(1) 试验概述

① 试验件

采用歼8Ⅱ型飞机机翼主梁关键危险部位——下凸缘航后2孔处的含防护涂层的模拟试件,试件材料为30CrMnSiNi2A锻件,形式为含有2个 $\phi 6$ 螺栓孔的拉伸试件,厚度为6mm,工作段宽度为20mm,工作段附有5mm厚的LY12铝片,采用螺栓连接。试件的防护体系为:磷化后涂H06-2铁红色底漆,再涂H04-2钢灰色磁漆。试件的材料状态,连接形式,孔径、边距、厚度等几何尺寸,加工工艺,受力形式,以及防护涂层,等等,均很好地模拟了机翼主梁下凸缘航后2孔处的真实情况。模拟试件示意图如图3-5所示。

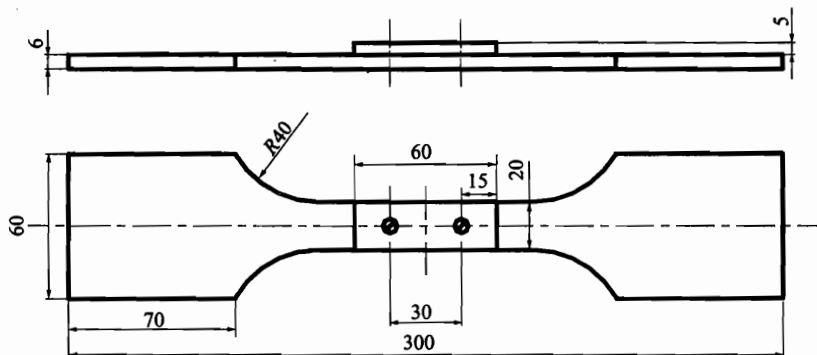


图 3-5 歼8Ⅱ型飞机机翼主梁试件示意图

② 加速试验环境谱

采用3.2.2.1给出的周期浸润加速试验环境谱;试验前预拉伸载荷取疲劳载荷谱中最大载荷。

③ 试验载荷谱

歼8Ⅱ型飞机机翼主梁随机载荷谱采用参考文献[3-5]提供的歼8Ⅱ型飞机疲劳载荷谱及主梁根部下凸缘危险部位的各载荷状态1g应力所构成的名义应力谱。该谱以83.7飞行小时作为一个基本周期,包含15个任务剖面,114个飞行起落,7种载荷状态,1228次载荷循环。由于非对称载荷状态的存在,实际上是以167.4飞行小时构成一个周期,并需在每个基本周期后施加6g DYD一次,而在12个基本周期后施加7g DYD一次(施加7g DYD的基本周期不再施加6g DYD载荷)。

试验载荷谱P用下式描述

$$P = k \cdot n_y \cdot \sigma(1g) \cdot F \quad (3-2)$$

式中： k ——载荷调整系数，使得无腐蚀试件实验室环境下中值寿命为 9000~12000 飞行小时；

n_y ——垂向过载谱；

$\sigma(1g)$ ——歼8Ⅱ型飞机机翼主梁下凸缘危险部位的各载荷状态 1g 应力；

F ——歼8Ⅱ型飞机机翼主梁模拟试件孔所在横截面的净面积，其名义值为 $14\text{mm} \times 6\text{mm} = 84\text{mm}^2$ 。

④ 试验装置和试验条件

a. 加速腐蚀试验装置

加速腐蚀试验在北京航空航天大学固体力学所的 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，试验箱湿度范围为 $95\% \pm 5\%$ ，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 3-6 所示。

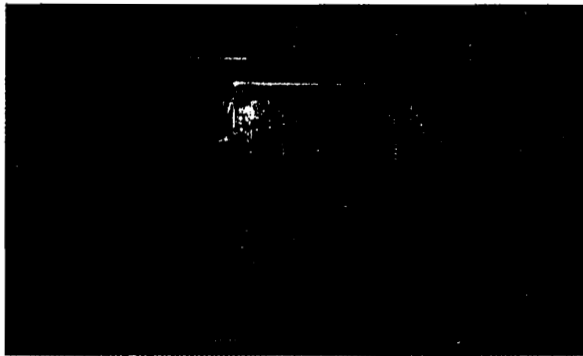


图 3-6 ZJF-75G 周期浸润腐蚀试验箱

b. 疲劳试验装置

疲劳试验在北京航空航天大学固体力学所的 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。试验机经原国防科学技术工业委员会控制中心定期标定，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 6Hz。试验装置如图 3-7 所示。

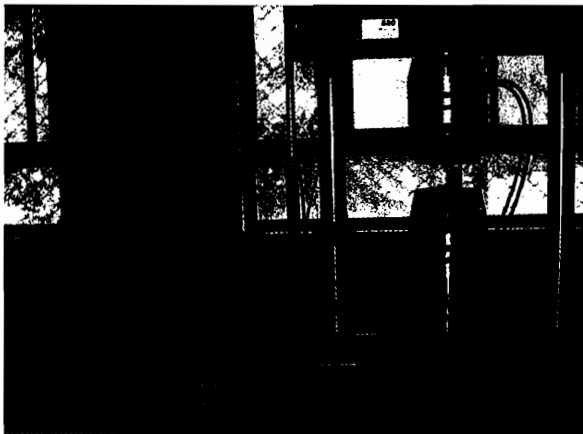


图 3-7 MTS880-500kN 疲劳试验机

⑤ 试验过程

a. 正式试验前, 通过预试验摸索应力调整系数, 取3件左右试件在实验室环境下进行随机谱下的疲劳试验以确定载荷调整系数 k 。首先, 取 $k=1.2$, 进行2个试件的疲劳试验, 试验寿命分别为7087、7547飞行小时; 然后, 将其调整为 $k=1.1$, 进行2个试件的疲劳试验, 试验寿命分别为10470、8152飞行小时, 中值寿命为9238飞行小时, 从而确定 $k=1.1$ 。

b. 取a中摸索得到的载荷调整系数, 进行一般环境下的疲劳试验, 试件数为7件。

c. 加速腐蚀试验前, 取疲劳载荷谱中最大应力 $P_{\max}=68.145\text{kN}$, 在 -50°C 温度下进行2次预拉伸; 预拉伸过程在北京航空航天大学MTS810-100kN疲劳试验机上进行。试件放在低温盒中, 低温盒中放有液氮和酒精的混合物, 能保持 $-50\pm 5^{\circ}\text{C}$ 的恒温状态约3min。试验过程如图3-8所示。

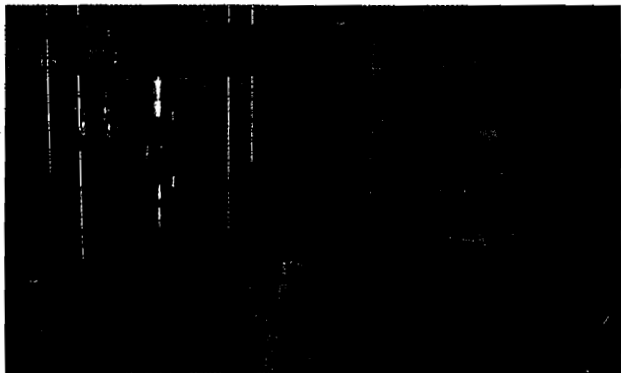


图3-8 低温预拉伸

d. 预拉伸后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。

e. 分组进行50、100、150、200、300h的加速腐蚀试验, 每组试件数为7~8件。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, 且试件考核面向上直接接受远红外线灯照射; 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1次, 每48h更换溶液1次。

f. 腐蚀试验结束后, 马上用去离子水对试件进行清洗, 烘干后进行b中载荷水平下的疲劳试验, 试验做至试件断裂。试验过程中对试件腐蚀情况进行观察和记录。其中加速腐蚀试验过程如图3-9所示。



图3-9 机翼主梁加速腐蚀过程

(2) 试验结果

① 加速腐蚀后的疲劳寿命

在上述环境谱和载荷谱下完成了6组共45件试件的加速腐蚀和疲劳试验, 具体情况见表3-11。

表 3-11 歼8Ⅱ型飞机机翼主梁试件加速腐蚀后的疲劳寿命

t (h)	0	50	100	150	200	300
N_i (飞行小时)	10470	10888	10081	6876	6452	4884
	8152	9956	7148	7212	7710	5144
	10328	10971	6789	8378	6900	6368
	9700	8394	8821	5983	6646	6396
	11314	8272	6761	5627	7189	5896
	10264	9968	8039	8050	7126	7144
	6711	6113	7403	6536	6318	6398
		6429			5142	7190
试件数	7	8	7	7	8	8

② 试件状态

加速腐蚀不同周期试件腐蚀情况见表 3-12 和图 3-10~图 3-15。

表 3-12 歼8Ⅱ型飞机机翼主梁试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况记录

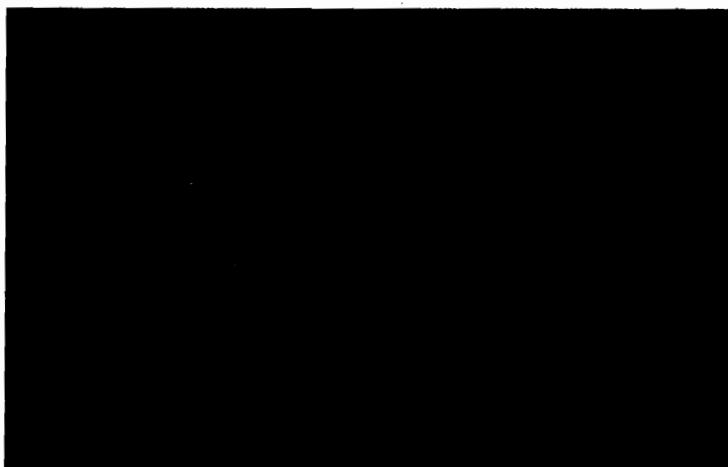
t (h)	试件腐蚀情况
0	螺栓表面有光泽, 钉头表面涂层完好
50	螺栓、螺帽发生轻微腐蚀, 基体发黑, 有少量白色和棕黄色腐蚀产物, 钉头表面涂层有气泡和轻微的剥落现象
100	腐蚀比较明显, 基体发黑, 有少量白色和一定量的棕黄色腐蚀产物, 钉头表面涂层有气泡和一定的剥落现象
150	腐蚀明显加重, 基体发黑, 有少量白色和一定量的棕黄色腐蚀产物, 钉头表面涂层起泡现象明显, 剥落现象加重
200	腐蚀明显加重, 基体发黑、发黄, 有少量白色和较多的棕黄色腐蚀产物, 钉头表面起泡现象明显, 剥落现象加重, 个别试件钉头有一半面积的涂层剥落
300	腐蚀比较严重, 基体发黑, 螺栓上积存少量白色腐蚀产物和较多的棕黄色腐蚀产物, 钉头表面起泡现象明显, 剥落现象加重; 溶液颜色加深, 变为黄色



(a) 未加速腐蚀的疲劳试件 (正面)

(b) 未加速腐蚀的疲劳试件 (背面)

图 3-10 未加速腐蚀的歼8Ⅱ型飞机机翼主梁疲劳试件



(a) 加速腐蚀 50h 后的疲劳试件 (正面)

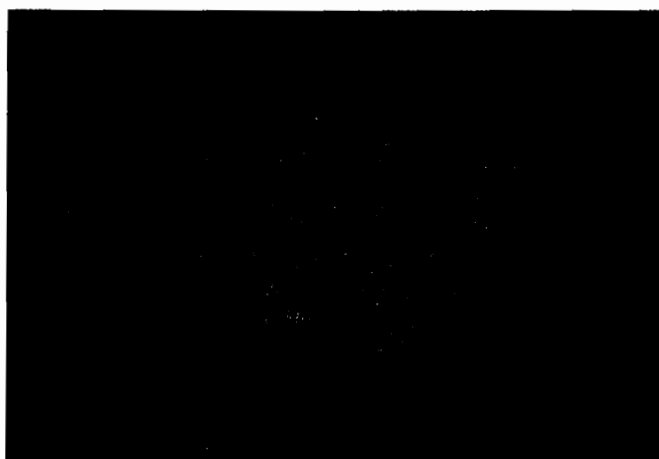


(b) 加速腐蚀 50h 后的疲劳试件 (局部)

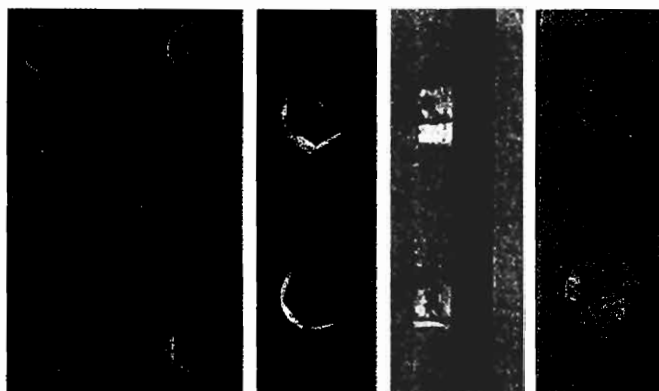


(c) 加速腐蚀 50h 后的疲劳试件 (背面)

图 3-11 加速腐蚀 50h 后的歼 8 II 型飞机机翼主梁疲劳试件



(a) 加速腐蚀 100h 后的疲劳试件 (正面)



(b) 加速腐蚀 100h 后的疲劳试件 (局部)



(c) 加速腐蚀 100h 后的疲劳试件 (背面)

图 3-12 加速腐蚀 100h 后的歼 8 II 型飞机机翼主梁疲劳试件



(a) 加速腐蚀 150h 后的疲劳试件 (正面)

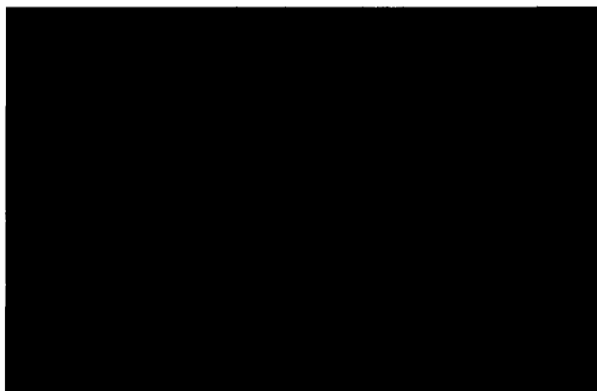


(b) 加速腐蚀 150h 后的疲劳试件 (局部)



(c) 加速腐蚀 150h 后的疲劳试件 (背面)

图 3-13 加速腐蚀 150h 后的歼 8 II 型飞机机翼主梁疲劳试件



(a) 加速腐蚀 200h 后的疲劳试件 (正面)



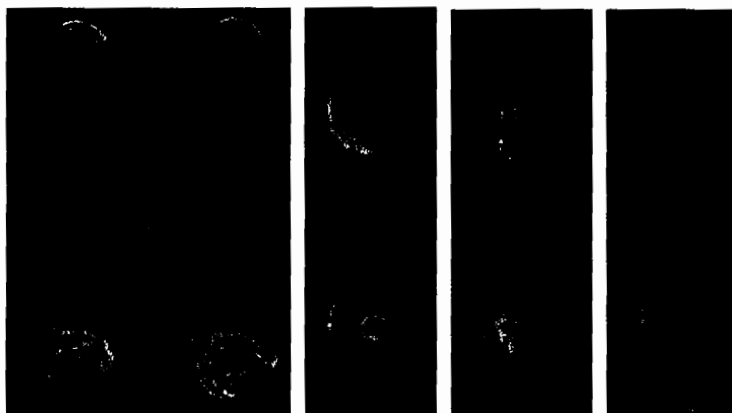
(b) 加速腐蚀 200h 后的疲劳试件 (局部)



(c) 加速腐蚀 200h 后的疲劳试件 (背面)



(a) 加速腐蚀 300h 后的疲劳试件 (正面)



(b) 加速腐蚀 300h 后的疲劳试件 (局部)



(c) 加速腐蚀 300h 后的疲劳试件 (背面)

图 3-15 加速腐蚀 300h 后的歼 8 II 型飞机机翼主梁疲劳试件

(3) 试验结果的处理与分析

将加速腐蚀时间 t 按当量加速关系换算为外场时间 T 。假定指定加速腐蚀时间对应的疲劳寿命服从对数正态分布, 对其分布参数进行估计, 得到对应的中值寿命 $N_{50}(T)$ 和对数寿命标准差估计值 s , 地面停放腐蚀修正系数为

$$C(T) = \frac{N_{50}(T)}{N_{50}(0)} \quad (3-3)$$

式中: $N_{50}(T)$ ——加速腐蚀 T 年后的中值疲劳寿命, $N_{50}(T) = 10^{\frac{1}{n_T} \sum_{i=1}^{n_T} \lg N_i(T)}$, n_T 为加速腐蚀 T 年的试件数;

$N_{50}(0)$ ——未加速腐蚀试件的中值疲劳寿命, $N_{50}(0) = 10^{\frac{1}{n_0} \sum_{i=1}^{n_0} \lg N_i(0)}$, n_0 为未加速腐蚀的试件数。

选取以下两种 $C-T$ 曲线形式进行数据处理

$$C(T) = 1.0 - \beta T^* \text{ (幂函数式)} \quad (3-4)$$

$$C(T) = e^{\beta T^*} \text{ (指数函数式)} \quad (3-5)$$

加速腐蚀后的疲劳寿命数据处理结果见表 3-13。

表 3-13 歼 8 II 型飞机机翼主梁试件加速腐蚀后随机谱下的疲劳寿命处理结果

T (年)	0	5	10	15	20	30
N_{50} (飞行小时)	9436	8684	7787	6888	6643	6126
标准差 s	0.07875	0.0986	0.064	0.06349	0.0529	0.0609
修正系数 C	1	0.92027	0.82520	0.72997	0.70405	0.64914

取常用显著度 $\alpha = 0.05$, 上述各组疲劳寿命数据具有方差齐性。从而将 $C-T$ 曲线转化为线性, 采用最小二乘法进行拟合, $C-T$ 曲线拟合结果为:

$$\textcircled{1} C = 1 - 0.023074 \times T^{0.844885}$$

相关系数 $r = 0.97$

$$\textcircled{2} C = \exp(-0.020563 \times T^{0.940420})$$

相关系数 $r = 0.98$

上述曲线均通过相关系数检验, 说明拟合结果良好。两条曲线拟合结果差别非常微小, 如图 3-16 所示。后面的分析计算均采用式 (3-4)。

3.3.1.2 腐蚀疲劳影响系数测定

(1) 试验概述

① 试验件

采用不带蒙皮的歼 8 II 型飞机机翼主梁模拟试件, 除无蒙皮外, 试件材料、尺寸、形状、表面状态、防护体系与 3.3.1.1(1) 中图 3-5 相同。

② 载荷谱

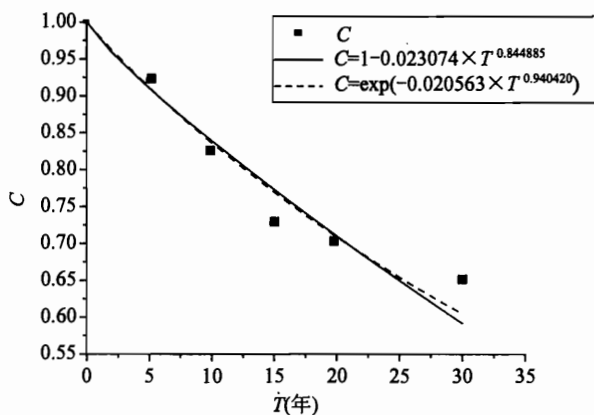


图 3-16 歼 8 II 型飞机机翼主梁随机谱下 $C-T$ 曲线拟合结果

疲劳载荷谱的构成与 3.3.1.1 (1) 中给出的载荷谱完全相同, 考虑到试件形式略有差别, 通过预试验确定载荷调整系数为 $k = 1.95$ 。

③ 试验环境

按 3.2.4.2 中给出的简化的空中局部环境谱构成, 疲劳试验在以下 4 种环境下进行。

- a. 实验室空气。室温 $20 \sim 30^{\circ}\text{C}$, 相对湿度 $\text{RH} = 30\% \sim 70\%$ 。
- b. 潮湿空气。在介质盒内放入几个浸湿的棉花球, 在室温 $20 \sim 30^{\circ}\text{C}$ 下, 保持相对湿度 $\text{RH} > 90\%$, 试验过程中用电子温湿计测量温度和相对湿度。
- c. 盐雾。由含 3.5% NaCl 的去离子水通过加湿器雾化而成, 试验过程中保持盐雾沉降量为 $(1 \sim 2)\text{mL}/(80\text{cm}^2 \cdot \text{h})$ 。
- d. 盐雾 + SO_2 。盐雾生成方法同 c。 SO_2 由气瓶供给, 其浓度通过调节流量阀门控制在 $8.7\text{mg}/\text{m}^3$ 左右。

④ 试验条件

- a. 疲劳试验在北京航空材料研究院的 MTS810-50kN 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。试验机经原国防科学技术工业委员会控制中心定期标定, 动载误差小于 2% 。
- b. 载荷施加按试件净截面积计算。
- c. 疲劳试验过程中试件工作段完全置于密封的腐蚀介质盒内。
- d. 空气环境下试验频率为 10Hz , 其他 3 种腐蚀介质环境下均为 1Hz 。
- e. 在正式进行腐蚀疲劳试验之前, 首先将试件在室温大气环境下进行②中载荷谱下相当于室温大气环境下 10% 寿命 (10 个基本周期共 12291 次循环) 的预疲劳, 然后将进行盐雾和盐雾 + SO_2 介质环境下试验的试件浸入 3.5% NaCl 溶液中预浸泡 72h; 将进行潮湿空气环境下试验的试件放入室温相对湿度 $\text{RH} > 90\%$ 的容器内, 预腐蚀 72h。预腐蚀时试件中心孔均按飞机结构出厂情况安装螺栓。试件预腐蚀完毕, 用纯净水清洗干净, 并卸下螺栓, 将孔壁擦干, 再将螺栓装上, 保存在干燥器皿中, 以备试验。

(2) 试验结果

在上述 4 种介质环境下进行了 4 组共 23 件试件的疲劳试验, 试验寿命见表 3-14。

表 3-14 歼 8 系列飞机机翼主梁模拟试件在 4 种介质环境下的腐蚀疲劳试验寿命

介 质	空 气	潮 湿 空 气	盐 雾	盐 雾 + SO_2
N_i (飞行小时)	10164	9284	7355	4091
	10215	9073	6351	10389
	15779	9545	3669	7466
	9612	8129	5176	6180
	15678	9746	4533	5367
			4423	7486
				4402
试 件 数	5	5	6	7

(3) 试验结果的处理

按 1.2.2.2 中关于空中环境影响系数的处理方法, 假设腐蚀疲劳寿命服从对数正态分布, 得到各单一介质环境下的中值疲劳寿命, 则单一介质腐蚀疲劳影响系数为

$$k_i = \frac{N_{i,50}}{N_{0,50}} \quad (3-6)$$

式中: $N_{i,50}$ ——第 i 种单一介质下的中值腐蚀疲劳寿命;

$N_{0,50}$ ——实验室环境下的中值疲劳寿命。

将中值寿命和单一介质腐蚀疲劳影响系数列入表 3-15 中。同时参考 3.2.4.2 中空中局部环境谱的构成, 各单一介质加权百分比也一并列入。

表 3-15 单一介质下歼 8 系列飞机机翼主梁腐蚀疲劳影响系数

i	环 境	$N_{i,50}$ (飞行小时)	k_i	y_i (%)
1	室温大气	11983	1	87.5
2	潮湿空气	9135	0.762	10
3	盐 雾	5086	0.424	1.25
4	盐雾 + SO ₂	5648	0.471	1.25

对上述单一介质腐蚀疲劳影响系数进行加权处理, 得到空中环境腐蚀疲劳影响系数为

$$K = \sum_{i=1}^4 k_i y_i = 0.963$$

3.3.1.3 不同年飞行强度下的疲劳寿命评定

(1) 歼 8 II 型飞机机翼主梁一般环境下的寿命结论

参考第 2 章, 一般环境下歼 8 II 型飞机的疲劳定寿结论为: 首翻期为 1200 飞行小时 (结构只检查不修理); 修理间隔为 1000 飞行小时 (第 2 次大修), 对机翼主梁等实施修理; 第 2 次修理至总寿命间隔 (剩余寿命) 为 800 飞行小时; 总寿命为 3000 飞行小时。但从全尺寸翼身组合体疲劳试验和耐久性评定结果分析, 可以支持机翼主梁 2350 飞行小时修理, 而修理后至总寿命终结的间隔不小于 1000 飞行小时。因此, 机翼主梁一般环境下疲劳定寿结论为: 1200 飞行小时首翻 (检查), 2350 飞行小时第 2 次大修 (修理), 而第 2 次大修至总寿命的间隔为 1000 飞行小时。

预期的日历寿命指标为: 10 年首翻, 19 年大修, 总寿命为 28 年。

(2) 典型年飞行强度对应的腐蚀条件下疲劳寿命

根据歼 8 II 型飞机以往年飞行强度的统计和今后可能达到的年飞行强度, 取年飞行强度 (YFH) 为 50、80、100 和 120 飞行小时; 考虑到歼 8 II 型飞机机翼主梁关键件可能的首翻期、修理间隔和总寿命指标, 取无腐蚀寿命 $N^* = 800、1000、1200、1800、2200、2350、3000$ 和 3350 飞行小时。对上述各种 YFH 与无腐蚀寿命的组合, 采用第 1 章 1.2.2.2 给出的腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定方法和相应的计算程序, 分别计算出相应的综合考虑地面停放腐蚀与空中腐蚀疲劳影响的寿命 N_c 、综合腐蚀影响系数 M 及对应

的使用年限 T ，并将计算结果列入表 3-16。

表 3-16 歼 8 II 型飞机机翼主梁腐蚀条件下疲劳寿命评定

YFH(飞行小时)	N^* (飞行小时)	800	1000	1200	1800	2200	2350	3000	3350
50	N_c (飞行小时)	679	828	970	1356	1587	1668	1991	2147
	M	0.85	0.83	0.81	0.75	0.72	0.71	0.66	0.64
	T (年)	13.6	16.6	19.4	27.1	31.7	33.4	39.8	42.9
80	N_c (飞行小时)	708	869	1026	1468	1741	1840	2242	2444
	M	0.89	0.87	0.86	0.82	0.79	0.78	0.75	0.73
	T (年)	8.8	10.9	12.8	18.4	21.8	23	28.0	30.6
100	N_c (飞行小时)	718	900	1047	1510	1800	1905	2340	2561
	M	0.90	0.90	0.87	0.84	0.82	0.81	0.78	0.76
	T (年)	7.2	9.0	10.5	15.1	18	19.1	23.4	25.6
120	N_c (飞行小时)	725	905	1062	1539	1841	1952	2410	2645
	M	0.91	0.90	0.89	0.86	0.84	0.83	0.80	0.79
	T (年)	6.04	7.54	8.85	12.8	15.3	16.3	20.1	22.04

(3) 临界年飞行强度的计算

临界年飞行强度按 1.2.2.3 给出的计算方法得到，为实际使用的方便，将其取整，得到：

① 28 年日历总年限机翼主梁恰好达到疲劳寿命第 2 次大修时间所对应的临界年飞行强度为 $J_1 = 60$ 飞行小时。

② 19 年日历年限机翼主梁恰好达到疲劳寿命第 2 次大修，并可以在修理后 9 年满足剩余寿命要求对应的临界年飞行强度 $J_2 = 100$ 飞行小时。

③ 10 年日历首翻期机翼主梁恰好达到疲劳寿命第 2 次大修时间所对应的临界年飞行强度 $J_4 = 205$ 飞行小时。

(4) 寿命评定

① 年飞行强度(YFH) < 60 飞行小时，首翻期为 10 年，第 2 次大修为 19 年，总寿命为 28 年，全部取决于使用年限。即使用寿命由日历寿命控制，而且在首翻与第 2 次大修时对机翼主梁进行检查，除个别情况出现裂纹而予以必要的修理外，一般不需要对机翼主梁进行修理。

② YFH 在 60~100 飞行小时范围内，可取首翻期为 10 年，第 2 次大修为 19 年，总寿命为 28 年。使用寿命由日历寿命（使用年限）控制，在首翻时只对机翼主梁进行检查，但第 2 次大修时对机翼主梁进行修理。

③ YFH > 100 飞行小时，首翻期为 1000 飞行小时，第 2 次大修为 1900 飞行小时，总寿命为 2800 飞行小时。使用寿命主要由疲劳寿命（飞行小时数）控制，首翻时对机翼主梁进行检查，第 2 次大修时进行修理。

3.3.1.4 腐蚀条件下的疲劳寿命估算

(1) 疲劳寿命估算方法

歼8Ⅱ型飞机机翼主梁为30CrMnSiNi2A锻件,剖面形状为工字形,根部下凸缘螺栓孔为疲劳关键危险部位,具有2.35的应力集中系数。无腐蚀条件下主梁螺栓孔应力水平并未导致其发生大范围屈服,从而采用参考文献[3-2]第8章给出的腐蚀条件下疲劳寿命分析的名义应力法对歼8Ⅱ型飞机机翼主梁进行疲劳寿命分析。

(2) 疲劳寿命估算过程

① 地面停放 $T-p-S-N$ 曲线

已知类似机种——歼7Ⅱ型飞机机翼主梁同为30CrMnSiNi2A锻件,其下凸缘航后2孔为疲劳关键危险部位,裂纹萌生安全寿命为1558飞行小时。航后2孔应力集中系数近似为2.35,对应应力比 $R^* = 0.18$ 的 $p-S-N$ 曲线三参数式形状参数 $\alpha = 0.4702$ 、 $A = 99.96$,30CrMnSiNi2A的屈服应力 $\sigma_s = 1400\text{MPa}$ 。

采用歼7Ⅱ型飞机机翼主梁试件进行加速腐蚀不同时间后室温大气环境下的谱载疲劳试验。疲劳试验所用载荷谱为歼7Ⅱ型飞机疲劳载荷谱及主梁下凸缘航后2孔处各载荷状态1g应力所构成的名义应力谱,包括2767次循环,对应150飞行小时,详见参考文献[3-6]。寿命分散系数取4,从而得到安全寿命与腐蚀时间的关系式为

$$N_p(T) = 1558 - 16.4525T^{0.6678} \quad (3-7)$$

取地面停放结构 $T-p-S-N$ 曲线为以下三参数式

$$S = C_p(T) \left(1 + \frac{A}{N^\alpha(T)} \right) \quad (3-8)$$

式中: A ——曲线参数,可以取为一般环境下 $p-S-N$ 曲线对应参数值;

α ——曲线参数,可以取为一般环境下 $p-S-N$ 曲线对应参数值;

S ——应力水平;

N ——疲劳寿命;

$C_p(T)$ ——加速腐蚀 T 年后的结构疲劳极限。

按式(3-7)计算每年的疲劳安全寿命,由上述载荷谱和相应的 $p-S-N$ 曲线参数,通过计算反推得到主梁螺栓孔 $T-p-S-N$ 曲线对应各年的 $C_p(T)$ 取值,见表3-17。主梁地面停放0、5、10和20年后的疲劳曲线如图3-17所示。

② 疲劳寿命估算

a. 采用3.3.1.1(1)中给出的歼8Ⅱ型飞机机翼主梁关键部位的名义应力谱。

b. 取年平均飞行小时数 $YFH = 100$ 飞行小时,不考虑空中环境腐蚀疲劳的影响,按Miner累积损伤法则逐年计算对应的疲劳损伤 $D_G(T)$,见表3-17。由表3-17可知,歼8Ⅱ型飞机机翼主梁一般环境下的疲劳安全寿命为

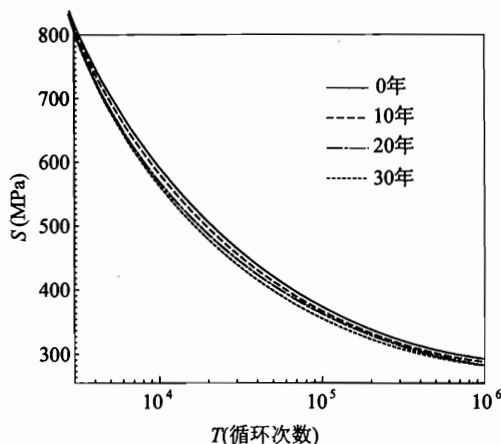


图3-17 主梁 $T-p-S-N$ 曲线

2911 飞行小时, 关键部位 27 年的总损伤为 0.988275, 28 年的总损伤为 1.026482。于是, 仅考虑地面停放腐蚀影响的疲劳安全寿命为 2731 飞行小时, 地面停放安全寿命影响系数

$$M_p = \frac{\text{地面停放下的安全寿命}}{\text{一般环境下的安全寿命}} = \frac{2731}{2911} = 0.938$$

表 3-17 歼 8 II 型飞机机翼主梁考虑腐蚀影响的疲劳损伤计算结果

年限 T(年)	$C_p(T)$ (MPa)	$D_G(T)$	$D_A(T)$
0	250.96	0.0345027	0.03583
1	250.32	0.0347287	0.03606
2	249.93	0.0349571	0.0363
3	249.61	0.0351486	0.0365
4	249.33	0.0353203	0.03668
5	249.06	0.0354822	0.03685
⋮	⋮	⋮	⋮
24	245.35	0.0377932	0.03925
25	245.20	0.0378953	0.03935
26	245.03	0.0380015	0.03946
27	244.87	0.0381080	0.03957
28	244.72	0.0382072	0.03968

c. 引入歼 8 II 型飞机机翼主梁的空中环境腐蚀疲劳影响系数 $K = 0.963$, 每年对应的疲劳损伤为 $D_A(T) = \frac{D_G(T)}{K}$ 。因此, 同时考虑空中环境腐蚀影响的计算结果为: 主梁关键部位 26 年的总损伤为 0.9877, 27 年的总损伤为 1.027313, 机翼主梁同时考虑空中腐蚀影响的疲劳安全寿命为 2631 飞行小时, 各年的损伤计算见表 3-17。腐蚀条件下的安全寿命影响系数为

$$M = \frac{\text{腐蚀条件下的安全寿命}}{\text{一般环境下的安全寿命}} = \frac{2631}{2911} = 0.904$$

(3) 疲劳寿命估算结果

按与②完全相同的过程, 计算不同年飞行强度对应的安全寿命影响系数, 见表 3-18。

表 3-18 歼 8 系列飞机机翼主梁不同年飞行强度对应的腐蚀条件下的安全寿命影响系数

YFH(飞行小时)	50	80	100	120
M	0.872	0.895	0.904	0.910

3.3.1.5 腐蚀条件下的耐久性分析与经济寿命预测

(1) 耐久性分析方法的选取

由于缺乏预腐蚀不同时间后主梁模拟试件裂纹扩展 (a, t) 数据集, 从而选用参考文献 [3-2] 第 8 章给出的腐蚀条件下裂纹萌生方法进行腐蚀条件下机翼主梁的耐久性分

析, 其中结构 $T-p-S-N$ 曲线取三参数式, 采用计算反推法计算不同年限对应的参数。

(2) 耐久性分析相关参数

① 耐久性分析对象

耐久性分析以 100 架歼 8 II 型飞机构成的机群为研究对象, 每架飞机有 2 个机翼主梁, 每个机翼主梁保留 10 个螺栓孔细节, 构成细节数为 2000 的耐久性细节群。应力区划分见表 3-19。取可靠度 $R=0.95$, 允许损伤度 $[L_R]=1$ 。

表 3-19 歼 8 II 系列飞机机翼主梁应力区划分

应力区号 i	1	2	3	4	5	6
σ_i (MPa)	737.5	453.7	403.0	365.5	335.6	318.4
细节数 N_i	400	200	200	200	200	800

② 相关参数

a. 材料常数

见 3.3.1.4 (2) ① 中相关材料参数。

b. 裂纹萌生 N_p-T 曲线测定

3.3.1.1 (1) 采用歼 8 II 型飞机机翼主梁模拟试件, 进行了 6 组预腐蚀疲劳试验, 得到相关参数, 可以确定 $N_{50}-T$ 曲线如下

$$N_{50} = 9436(1 - 0.023074 \times T^{0.844885})$$

式中: N_{50} ——腐蚀条件下中值裂纹萌生寿命。

取对数疲劳寿命标准差 $\sigma_0 = 0.2$, 则 N_p-T 曲线如下

$$N_p = \frac{9436}{10^{(0.2u_p)}} (1 - 0.023074 \times T^{0.844885})$$

式中: N_p ——安全裂纹萌生寿命;

u_p ——标准正态分位点。

c. 空中环境腐蚀影响系数 K

取 $K = 0.963$ 。

③ 应力谱

采用 3.3.1.1 (1) 中给出的歼 8 II 型飞机机翼主梁关键部位的名义应力谱。

(3) 经济寿命预测结果

根据歼 8 II 型飞机以往年飞行强度的统计和今后可能达到的年飞行强度, 取年飞行强度(YFH)为 50、80、100 和 120 飞行小时; 按腐蚀条件下裂纹萌生方法进行耐久性分析和评定, 计算对应的经济寿命影响系数 M , 其结论见表 3-20。

表 3-20 歼 8 II 飞机机翼主梁耐久性分析结果

YFH(飞行小时)	N^* (飞行小时)	N_c (飞行小时)	M
50	2115	1525	0.721
80		1667	0.788
100		1721	0.814
120		1761	0.832

3.3.1.6 腐蚀条件下疲劳寿命评定结论

对比表 3-16 中 $N^* = 2350$ 飞行小时对应的 M 值与表 3-18、表 3-20 的 M 值, 可以看出, 三种方法得到的结论基本一致。参照 1.2.2.2 (5), 取 3.3.1.3 中给出的结论为腐蚀条件下疲劳寿命评定结论, 并结合一般环境下机翼主梁寿命结论, 给出歼 8 II 型飞机机翼主梁腐蚀条件下相应寿命评定结论, 见表 3-21。

表 3-21 歼 8 II 型飞机机翼主梁疲劳寿命评定结论

YFH(飞行小时)	N^* (飞行小时)	1200(首翻)	2350(大修)	1000(剩余寿命)
50	N_c (飞行小时)	970	1668	828
	M	0.81	0.71	0.83
80	N_c (飞行小时)	1026	1840	869
	M	0.86	0.78	0.87
100	N_c (飞行小时)	1047	1905	900
	M	0.87	0.81	0.90
120	N_c (飞行小时)	1062	1952	905
	M	0.89	0.83	0.90

3.3.2 腐蚀条件下歼 8 白天型和歼 8 I 型飞机机翼主梁的疲劳寿命评定

3.3.2.1 地面停放腐蚀修正系数曲线 (C—T 曲线) 的测定

(1) 试验概述

① 试验件

采用歼 8 型飞机机翼主梁关键危险部位——下凸缘航后 2 孔处的含防护涂层的模拟试件, 试件材料为 30CrMnSiNi2A 锻件, 形式为含有 2 个 $\phi 6$ 螺栓孔的拉伸试件, 厚度为 3mm, 工作段宽度为 20mm, 工作段附有 5mm 厚的 LY12 铝片, 采用螺栓连接。试件的防护体系为: 磷化后涂 H06-2 铁红色底漆, 再涂 H04-2 钢灰色磁漆。试件的材料状态, 连接形式, 孔径、边距、厚度等几何尺寸, 加工工艺, 受载形式, 以及防护涂层, 等等, 均很好地模拟了机翼主梁下凸缘航后 2 孔处的真实情况。模拟试件示意图如图 3-18 所示。

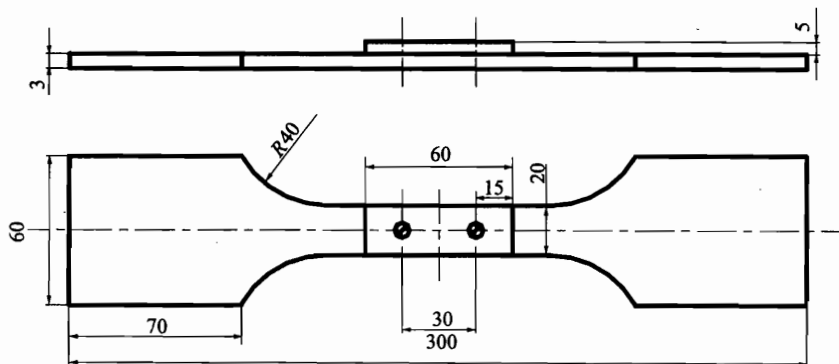


图 3-18 歼 8 型飞机机翼主梁试件示意图

② 加速试验环境谱

同 3.3.1.2 中的加速试验环境谱。

③ 试验载荷

歼8型飞机机翼主梁C—T曲线测定采用参考文献[3-5]中提供的歼8型飞机疲劳载荷谱及主梁根部下凸缘危险部位的各载荷状态1g应力所构成的名义应力谱。该谱具体构成见3.3.1.1(1)。

试验载荷谱中载荷调整系数应保证无腐蚀试件实验室环境下中值寿命为8000~10000飞行小时；歼8型飞机机翼主梁模拟试件孔所在横截面的净面积名义值为 $14\text{mm} \times 3\text{mm} = 42\text{mm}^2$ 。

④ 试验装置和试验条件

试验装置和试验条件与3.3.1.1(1)完全相同。

⑤ 试验过程

试验过程与3.3.1.1(1)基本相同，但预试验摸索得到应力调整系数 $k=1.25$ 。疲劳载荷谱中最大载荷为 $P_{\max}=38.72\text{kN}$ 。分组进行50、100、200、300h的加速腐蚀试验，每组试件数为7~8件。

(2) 试验结果

① 加速腐蚀后的疲劳寿命

在上述环境谱和载荷谱下完成了5组共39件试件的加速腐蚀和疲劳试验，加速腐蚀后的疲劳寿命见表3-22。

表3-22 歼8白天型、I型飞机机翼主梁试件加速腐蚀后随机谱下的疲劳寿命

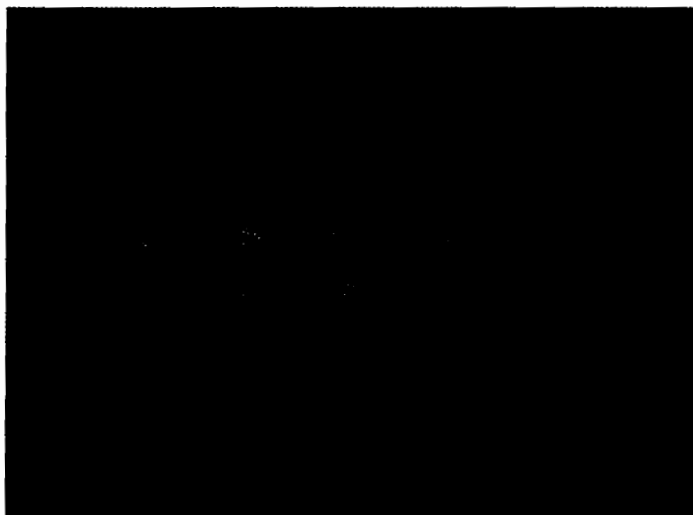
$t(\text{h})$	0	50	100	200	300
N_i (飞行小时)	11313	12554	12316	5949	5372
	7200	8130	11541	7129	7448
	6034	6517	10035	9629	7988
	12911	10521	4625	8825	6231
	11307	5711	9464	7692	6344
	8294	8633	7599	9276	6562
	11955	12128	8323	5057	7122
		11877	7540	8320	8128
试件数	7	8	8	8	8

② 试件状态

加速腐蚀不同周期试件腐蚀情况见表3-23和图3-19~图3-23。

表3-23 歼8白天型、I型飞机机翼主梁试件加速腐蚀不同周期后试件腐蚀情况记录

$t(\text{h})$	试件腐蚀情况
0	螺栓表面有光泽，钉头表面涂层完好
50	螺栓、螺帽发生轻微腐蚀，基体发黑，有一定量白色和少量棕黄色腐蚀产物
100	腐蚀比较明显，基体发黑，有少量白色和一定量的棕黄色腐蚀产物
200	腐蚀明显加重，基体发黑、发黄，有少量白色和较多的棕黄色腐蚀产物
300	腐蚀比较严重，螺栓上积存一定量的棕黄色腐蚀产物，基体发黑，有少量白色腐蚀产物和较多的棕黄色腐蚀产物；溶液颜色加深，变为黄色



(a) 歼8白天型和I型飞机机翼主梁未加速腐蚀的疲劳试件（正面）



(b) 歼8白天型和I型飞机机翼主梁未加速腐蚀的疲劳试件（局部）

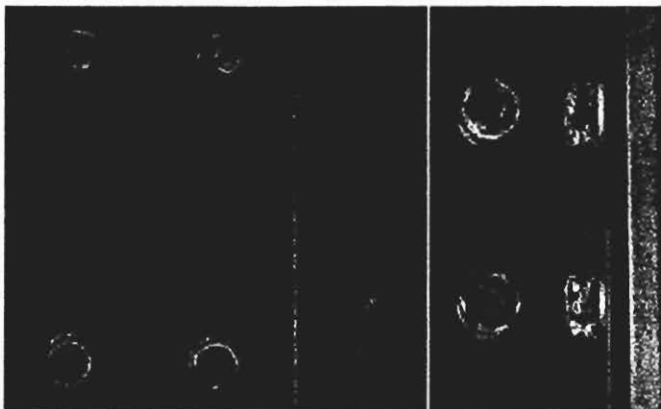


(c) 歼8白天型和I型飞机机翼主梁未加速腐蚀的疲劳试件（背面）

图 3-19 歼8白天型和I型飞机机翼主梁未加速腐蚀的疲劳试件



(a) 歼8白天型和I型飞机机翼主梁加速腐蚀50h后的疲劳试件（正面）



(b) 歼8白天型和I型飞机机翼主梁加速腐蚀50h后的疲劳试件（局部）

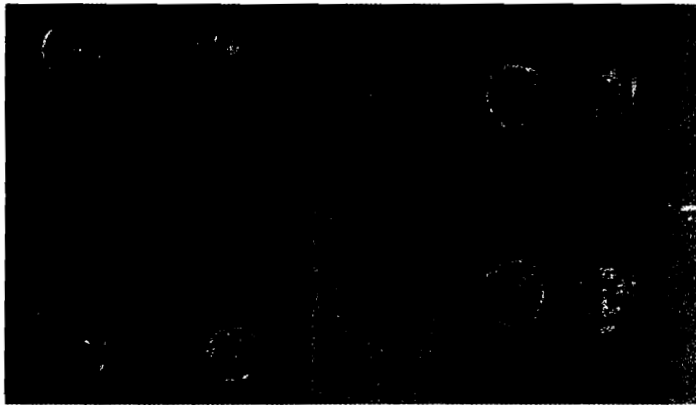


(c) 歼8白天型和I型飞机机翼主梁加速腐蚀50h后的疲劳试件（背面）

图3-20 歼8白天型和I型飞机机翼主梁加速腐蚀50h后的疲劳试件



(a) 歼8白天型和I型飞机机翼主梁加速腐蚀100h后的疲劳试件(正面)



(b) 歼8白天型和I型飞机机翼主梁加速腐蚀100h后的疲劳试件(局部)

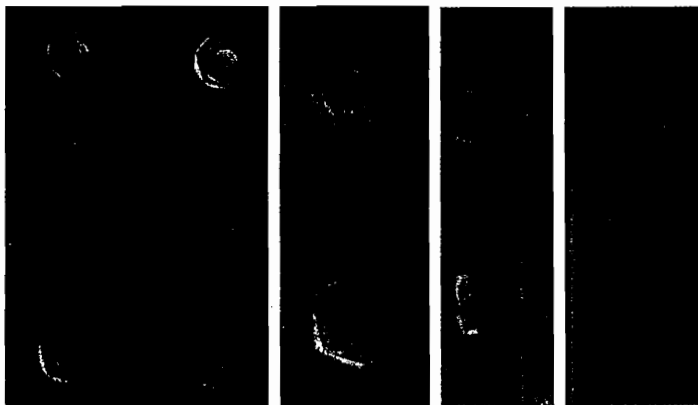


(c) 歼8白天型和I型飞机机翼主梁加速腐蚀100h后的疲劳试件(背面)

图 3-21 歼8白天型和I型飞机机翼主梁加速腐蚀100h后的疲劳试件



(a) 歼8白天型和I型飞机机翼主梁加速腐蚀200h后的疲劳试件(正面)



(b) 歼8白天型和I型飞机机翼主梁加速腐蚀200h后的疲劳试件(局部)

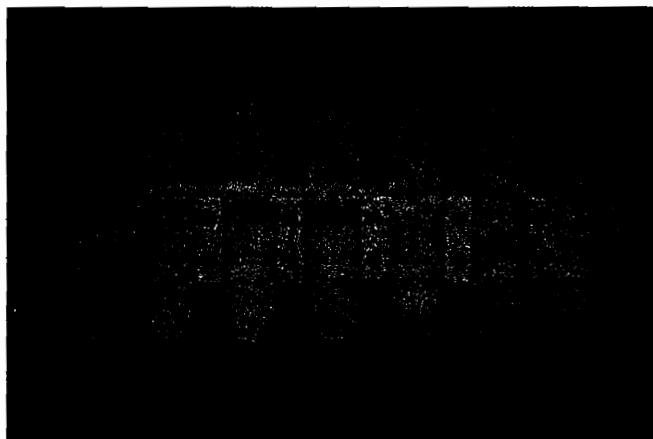


(c) 歼8白天型和I型飞机机翼主梁加速腐蚀200h后的疲劳试件(背面)

图3-22 歼8白天型和I型飞机机翼主梁加速腐蚀200h后的疲劳试件



(a) 歼8白天型和I型飞机机翼主梁加速腐蚀300h后的疲劳试件（正面）



(b) 歼8白天型和I型飞机机翼主梁加速腐蚀300h后的疲劳试件（局部）



(c) 歼8白天型和I型飞机机翼主梁加速腐蚀300h后的疲劳试件（背面）

图3-23 歼8白天型和I型飞机机翼主梁加速腐蚀300h后的疲劳试件

(3) 试验结果的处理与分析

同 3.3.1.1(3) 的处理方法, 得到加速腐蚀后的中值疲劳寿命 $N_{50}(T)$ 、对数寿命标准差估计值 s 及地面腐蚀修正系数 C 。见表 3-24。

表 3-24 歼8白天型、I型飞机机翼主梁试件加速腐蚀后随机谱下的疲劳寿命处理结果

T (年)	0	5	10	20	30
N_{50} (飞行小时)	9525	9163	8594	7573	6841
s	0.1265	0.12942	0.13405	0.09798	0.06079
C	1	0.96199	0.90230	0.79505	0.71824

$C-T$ 曲线拟合结果为:

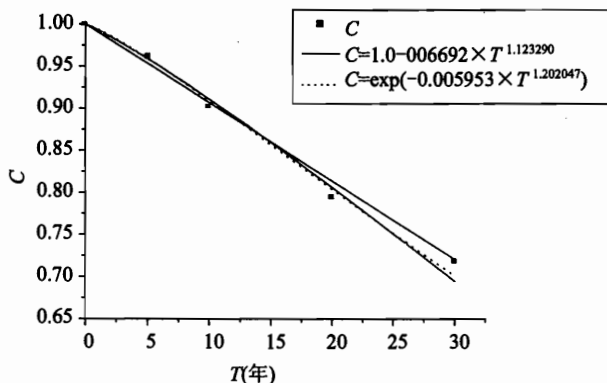
① $C = 1.0 - 0.006692 \times T^{1.123290}$

相关系数 $r = 0.995$

② $C = \exp(-0.005953 \times T^{1.202047})$

相关系数 $r = 0.997$

两条曲线拟合效果良好, 拟合结果差别非常微小, 如图 3-24 所示。

图 3-24 歼8白天型和I型飞机机翼主梁 $C-T$ 曲线拟合结果

3.3.2.2 腐蚀疲劳影响系数测定

除试件厚度略有差别外, 歼8型飞机机翼主梁材料、形状、局部环境谱、载荷谱形式与歼8Ⅱ型飞机机翼主梁完全相同, 从而直接采用歼8Ⅱ型飞机机翼主梁空中环境腐蚀疲劳影响系数 $K = 0.963$ 。

3.3.2.3 不同年飞行强度下的疲劳寿命评定

(1) 歼8白天型和I型飞机机翼主梁一般环境下的寿命结论

参考第2章给出的寿命结论, 一般环境下歼8白天型和I型飞机的疲劳定寿结论为: 首翻期为1000飞行小时(结构只检查不修理); 修理间隔为900飞行小时(第2次大修), 对机翼主梁等实施修理; 剩余寿命为700飞行小时; 总寿命为2600飞行小时。但从全尺寸疲劳试验和耐久性评定结果分析, 可以支持机翼主梁2200飞行小时修理, 而修理后至总寿命终结的间隔(剩余寿命)不小于1000飞行小时; 首翻期参考42框横梁的首翻期, 取为1100飞行小时。因此, 歼8白天型和I型飞机机翼主梁一般环境下疲劳定寿结论为: 1100飞行小时首翻(检查), 2200飞行小时第2次大修(修理), 而第2次大修至总寿命的间隔为1000飞行小时。

预期的日历寿命指标为：10年首翻，18年大修，总寿命为26年。

(2) 典型年飞行强度对应的腐蚀条件下疲劳寿命

根据歼8白天型和I型飞机以往YFH的统计和今后可能达到的YFH，取YFH为50、80和100飞行小时；考虑到歼8白天型和I型飞机机翼主梁关键件可能的首翻期、修理间隔和总寿命指标，取无腐蚀寿命 $N^* = 700、1000、1100、1900、2200、2600$ 和3200飞行小时。对上述各种YFH与无腐蚀寿命的组合，采用1.2.2.2给出的腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定方法和相应的计算程序，分别计算出相应的综合考虑地面停放腐蚀与空中腐蚀疲劳影响的寿命 N_c 、综合腐蚀影响系数 M 及对应的使用年限 T ，并将计算结果列入表3-25。

表3-25 歼8白天型、I型飞机机翼主梁腐蚀条件下的疲劳寿命评定

YFH(飞行小时)	N^* (飞行小时)	700	1000	1100	1900	2200	2600	3200
50	N_c (飞行小时)	636	883	963	1539	1731	1967	2283
	M	0.91	0.88	0.88	0.81	0.79	0.76	0.71
	T (年)	12.72	17.66	19.26	30.78	34.6	39.34	45.7
80	N_c (飞行小时)	651	915	1000	1649	1876	2164	2568
	M	0.93	0.92	0.91	0.87	0.85	0.83	0.80
	T (年)	8.14	11.44	12.5	20.6	23.5	27.05	32.1
100	N_c (飞行小时)	656	925	1013	1687	1926	2233	2670
	M	0.94	0.93	0.92	0.89	0.88	0.86	0.83
	T (年)	6.56	9.25	10.13	16.87	19.3	22.33	26.7

(3) 临界年飞行强度的计算

临界年飞行强度按1.2.2.3给出的计算方法得到，为实际使用的方便，将其取整，得到：

① 26年日历总年限机翼主梁恰好达到疲劳寿命第2次大修时间所对应的临界年飞行强度为 $J_1 = 70$ 飞行小时。

② 18年日历年限机翼主梁恰好达到疲劳寿命第2次大修，并可以在修理后8年满足剩余寿命要求对应的临界年飞行强度 $J_2 = 110$ 飞行小时。

③ 10年日历首翻期机翼主梁恰好达到疲劳寿命第2次修理时间所对应的临界年飞行强度 $J_4 = 200$ 飞行小时。

(4) 寿命评定

① $YFH < 70$ 飞行小时时，首翻期为10年，第2次大修为18年，总寿命为26年。全部取决于使用年限，即使用寿命由日历寿命控制。首翻与第2次大修时对机翼主梁只作检查，一般不予以裂纹修理。

② YFH在70~110飞行小时范围内，可取首翻期为10年，第2次大修为18年，总寿命为26年。使用寿命仍由日历寿命（使用年限）控制，与①不同的是，第2次大修时要对机翼主梁进行修理。

③ $YFH > 110$ 飞行小时, 首翻期为 1000 飞行小时, 第 2 次大修为 1800 飞行小时, 总寿命为 2600 飞行小时, 使用寿命由疲劳寿命 (飞行小时数) 控制, 首翻时对机翼主梁只做检查, 第 2 次大修时进行修理。

3.3.2.4 腐蚀条件下的疲劳寿命估算

歼 8 型飞机机翼主梁材料为 30CrMnSiNi2A 锻件, 剖面形状为工字形, 根部下凸缘螺栓孔为疲劳关键危险部位, 具有 2.35 的应力集中系数。虽然歼 8 型飞机机翼主梁下凸缘的厚度为 3mm, 而歼 8 II 型飞机机翼主梁下凸缘厚度为 6mm, 但应力分析表明, 二者关键危险部位的名义应力谱是相同的, 因此歼 8 型飞机机翼主梁的安全寿命估算结果同歼 8 II 型飞机机翼主梁。具体结果见 3.3.1.4。

3.3.2.5 腐蚀条件下的耐久性分析与经济寿命预测

(1) 耐久性分析方法

由于缺乏预腐蚀不同时间后主梁模拟试件裂纹扩展 (a, t) 数据集, 同样选用腐蚀条件下裂纹萌生方法进行腐蚀条件下机翼主梁的耐久性分析。

(2) 耐久性分析过程

① 耐久性分析对象

耐久性分析以 100 架歼 8 白天型和 I 型飞机构成的机群为研究对象, 每架飞机有 2 个机翼主梁, 每个机翼主梁保留 10 个螺栓孔细节, 构成细节数为 2000 的耐久性细节群。应力区划分见表 3-26。取可靠度 $R = 0.95$, 允许损伤度 $[L_R] = 1$ 。

表 3-26 歼 8 白天型和 I 型飞机机翼主梁应力区划分

应力区号 i	1	2	3	4	5	6	7
σ_i (MPa)	737.5	625.5	611.5	474.3	465.5	430.0	395.4
细节数 N_i	400	200	200	200	200	400	400

② 相关参数

a. 材料常数

同 3.3.1.4(2)①中相关材料参数。

b. N_p — T 曲线测定

参考 3.3.2.1 中预腐蚀修正系数曲线的测定过程, 得到 N_{50} — T 曲线如下

$$N_{50} = 9525(1.0 - 0.006692 \times T^{1.123290})$$

取对数疲劳寿命标准差为 $\sigma_0 = 0.2$, 则 N_p — T 曲线如下

$$N_p = \frac{9525}{10^{(0.2u_p)}}(1.0 - 0.006692 \times T^{1.123290})$$

c. 空中环境腐蚀影响系数

同 3.3.1.1, 取 $K = 0.963$ 。

③ 应力谱

歼 8 白天型和 I 型飞机机翼主梁随机载荷谱采用参考文献 [3-5] 中提供的歼 8 II 型飞机疲劳载荷谱及主梁螺栓孔处净截面的各载荷状态 $1g$ 应力所构成的名义应力谱。采用 3.3.2.1(1)中给出的歼 8 型飞机机翼主梁关键部位的名义应力谱。

(3) 经济寿命预测结果

根据歼8白天型和I型飞机以往YFH的统计和今后可能达到的YFH,取YFH为50、80和100飞行小时;按参考文献[3-2]第8章中给出的腐蚀条件下裂纹萌生方法进行耐久性分析和经济寿命评定,计算对应的腐蚀影响系数,其结论见表3-27。

表3-27 歼8白天型和I型飞机机翼主梁耐久性分析结果

YFH(飞行小时)	N^* (飞行小时)	N_c (飞行小时)	M
50	2131	1676	0.78649
80		1812	0.85031
100		1861	0.8733

3.3.2.6 腐蚀条件下疲劳寿命评定结论

综合3.3.2.3、3.3.2.4和3.3.2.5的分析过程,三种方法的结论基本一致。参照1.2.2.2(5),取3.3.1.3中给出的结论为腐蚀条件下疲劳寿命评定结论。根据歼8白天型和I型飞机一般环境下的寿命结论,给出腐蚀条件下的疲劳寿命评定结论。见表3-28。

表3-28 歼8白天型与I型飞机机翼主梁疲劳寿命评定结论

YFH(飞行小时)	N^* (飞行小时)	1100(首翻)	2200(大修)	1000(剩余寿命)
50	N_c (飞行小时)	963	1731	883
	M	0.88	0.79	0.88
80	N_c (飞行小时)	1000	1876	915
	M	0.91	0.85	0.92
100	N_c (飞行小时)	1013	1926	925
	M	0.92	0.88	0.93

3.4 日历寿命体系评定

3.4.1 歼8II型飞机机翼主梁日历寿命体系评定

歼8II型飞机机翼主梁的日历寿命体系评定结果归纳如下。

① YFH<60飞行小时时,首翻期为10年,第2次大修为19年,总寿命为28年。全部取决于使用年限,即使用寿命由日历寿命控制,而且在首翻与第2次大修时对机翼主梁疲劳关键危险部位进行检查和腐蚀修理,除个别情况出现裂纹而予以必要的修理外,一般不需要进行裂纹修理。

② YFH在60~100飞行小时范围内,可取首翻期为10年,第2次大修为19年,总寿命为28年。使用寿命由日历寿命(使用年限)控制,在首翻时只对机翼主梁疲劳关键

部位进行检查和腐蚀修理,但第2次大修时要对疲劳关键部位进行腐蚀修理和裂纹修理。

③ $YFH > 100$ 飞行小时,首翻期为1000飞行小时,第2次大修为1900飞行小时,总寿命为2800飞行小时。使用寿命主要由疲劳寿命(飞行小时数)控制,首翻时对机翼主梁疲劳关键部位进行检查和腐蚀修理,第2次大修时进行腐蚀修理和裂纹修理。

3.4.2 歼8白天型和歼8Ⅱ型飞机机翼主梁日历寿命体系评定

歼8白天型与Ⅱ型飞机结构机翼主梁的日历寿命体系评定结果归纳如下。

① $YFH < 70$ 飞行小时,首翻期为10年,第2次大修为18年,总寿命为26年。全部取决于使用年限,即使用寿命由日历寿命控制。首翻与第2次大修时对机翼主梁只作检查和腐蚀修理,一般不予以裂纹修理。

② YFH 在70~110飞行小时范围内,可取首翻期为10年,第2次大修为18年,总寿命为26年。使用寿命仍由日历寿命(使用年限)控制,与①不同的是,第2次大修时要对机翼主梁进行腐蚀修理和裂纹修理。

③ $YFH > 110$ 飞行小时,首翻期为1000飞行小时,第2次大修1800飞行小时,总寿命为2600飞行小时。使用寿命由疲劳寿命(飞行小时数)控制,首翻时对机翼主梁只作检查和腐蚀修理,第2次大修时进行腐蚀修理和裂纹修理。

3.4.3 修理方法

机翼主梁疲劳关键部位的修理包括裂纹修理与腐蚀修理,裂纹修理为按一般环境下疲劳定寿结论给出的修理方法;腐蚀修理为除去蚀点、蚀坑及锈斑、涂漆等。详见参考文献[3-7]。

参考文献

- [3-1] 段成美等. 海军飞机地面停放环境谱. 海军航空技术学院技术报告, 1995
- [3-2] 刘文琰, 李玉海等. 飞机结构日历寿命体系评定技术. 北京: 航空工业出版社, 2004
- [3-3] 陈跃良等. 海军飞机环境谱加速腐蚀当量折算研究. 海军航空技术学院技术报告, 1995
- [3-4] 蒋祖国等著. 飞机结构腐蚀疲劳. 北京: 航空工业出版社, 1992
- [3-5] 吴德锋等. 歼8Ⅱ型飞机机翼主梁根部日历寿命评定应力谱. 第六〇一研究所技术报告, J8Ⅱ-03-3141A, 2002
- [3-6] 高志成, 李锦华. 歼7Ⅱ型飞机疲劳载荷谱编制. 成都飞机公司设计所技术报告, 1986
- [3-7] 姜军等. 歼8系列飞机结构维护修理大纲. 第六〇一研究所技术报告, 2004

第4章 歼8系列飞机机翼4梁的 日历寿命体系评定

4.1 引论

4.1.1 结构形式与关键危险部位概述

4.1.1.1 结构形式

歼8系列飞机(包括歼8白天型、歼8Ⅰ型、歼8Ⅱ型以及其后续机种)机翼是一种典型的多梁多肋式结构,纵向构件有:前长桁、1梁、前梁、主梁、4梁及后长桁,分别与机身25框、29框、33框、42框、47框和50框相对接。前长桁与机身25框、后长桁与机身50框的连接为齿垫式连接,其余为耳片连接。1梁、前梁、前长桁、边肋和20前肋及主梁、4梁、边肋和9肋组成机翼整体油箱,前梁、主梁间布置有起落架舱。

飞行过程中,作用在机翼上的载荷通过前长桁、1梁、前梁、主梁、4梁及后长桁,传至机身25框、29框、33框、42框、47框和50框。其中前长桁和后长桁接头只传递剪力,1梁、前梁、主梁、4梁既传递剪力,也传递弯矩。

歼8系列飞机机翼4梁由LC4CS模锻件制造。4梁总长为1984mm,剖面形状根段为工字形,梢段为槽形。出厂时表面阳极化,在头部涂1号航空底漆。在头部上下各有一耳片,上、下耳片的宽度均为86mm,厚度分别为36mm和40mm,如图4-1所示。在每个耳孔中带有衬套,衬套外径为 $\phi 31$,内径为 $\phi 26$,材料为结构钢30CrMnSiA,采用过盈配合压入耳片孔内。4梁头部上、下耳片通过 $\phi 26$ 螺栓与机身47框耳片相连,螺栓材料为结构钢30CrMnSiNi2A。

4.1.1.2 关键危险部位

① 强度分析结果表明,歼8Ⅱ型及歼8白天型、Ⅰ型飞机机翼4梁接头耳片处有较高的应力水平,且LC4CS材料的疲劳性能不太好。

② 歼8Ⅱ型飞机翼身组合体全尺寸疲劳试验件的前机身、左机翼为歼8Ⅱ型飞机新件,右机翼为白天型机翼。试验至6000飞行小时(4梁未出现裂纹)提前对4梁耳片进行铰孔修理(由 $\phi 31$ 铰至 $\phi 32.6$)并喷丸强化处理。换装新衬套后继续试验,试验至14300飞行小时4梁接头下耳片疲劳断裂,修理后又试验了8300飞行小时(右翼在4436飞行小时换新4梁后又试验了9864飞行小时,未出现裂纹),显然,4梁的未修试验寿命应在8000飞行小时。

③ 由此确定歼8Ⅱ型及白天型、Ⅰ型机翼4梁的关键危险部位为接头下耳片螺栓孔。

4.1.1.3 关于日历寿命体系评定的说明

参考2.3.3,内陆地区腐蚀环境对机翼4梁的影响可以忽略,其寿命结论与一般环境

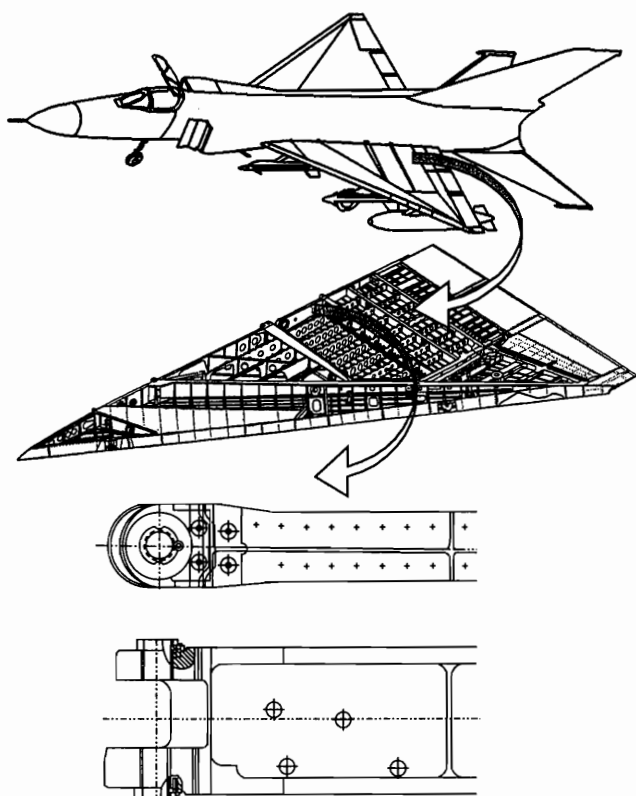


图 4-1 歼 8 系列飞机机翼 4 梁根部接头结构示意图

下的定寿结论相同。本章中机翼 4 梁日历寿命体系的评定主要针对沿海、湿热地区使用的飞机，如不加特殊说明，以下内容均指沿海、湿热地区。

4.1.2 关键部位的腐蚀源与腐蚀损伤形式

4.1.2.1 腐蚀源

① 接头耳片封闭在由整流包皮、机身、机翼组成的狭窄空腔内，由于整流包皮与机身结合处无密封措施，飞机表面有雨水时，顺机身表面流至机身—机翼结合部，其中一部分顺机翼表面流走，一部分沿结构缝隙渗入到整流包皮内，由于排水不流畅，致使水分存留，在空腔内形成潮湿空气环境。因此，外界雨水环境构成的 4 梁耳片部位潮湿空气是局部腐蚀环境的决定因素。

② 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，但 4 梁耳片距起落架舱较远，起落架舱传入的潮湿空气和盐雾的作用是微量的。

③ 综上分析，机翼 4 梁接头耳片部位的主要腐蚀因素为含有微量的盐雾及酸性气体的潮湿空气。

4.1.2.2 腐蚀损伤形式

对外场和大修厂使用一定年限的歼 8 系列飞机腐蚀情况的检查表明，机翼 4 梁接头下

耳片螺栓孔部位的主要腐蚀形式是由于电偶腐蚀引起的 LC4CS 耳片孔边出现蚀斑与蚀坑及钢衬套的锈蚀。

4.2 局部环境谱、加速试验环境谱与当量关系

4.2.1 地面停放局部环境谱

歼8系列飞机典型机场地面环境谱中雨谱构成见第3章中的表3-1(见参考文献[4-1])。

由于每次雨后在机身—机翼结合部的积水不能马上蒸发掉,因此,积水形成的潮湿空气作用还会延迟一段时间,延迟时间的长短与每次降雨的轻重程度、雨量大小、渗入的水量有关。每次雨后潮湿空气的作用时间按平均每次降雨均延迟1h计算,则总延迟时间为105.8h。将此时间按雨谱中各种温度下降雨时间的比例分配到各温度下的降雨时间上,则得总作用时间,见第3章中的表3-2。

根据4.1.2.1的分析,机身—机翼接合部腔内环境全部作用到4梁螺栓孔部位;结合部内潮湿空气的相对湿度为75%~90%,考虑到受从起落架舱进入的潮湿空气的影响,并鉴于4梁螺栓孔部位距起落架舱较远,起落架舱环境对4梁螺栓孔部位的影响要比其对主梁根部的影响小得多,因此,只采用增高其潮湿空气的相对湿度(取相对湿度 $RH \geq 90\%$)的方法,温度同样取为与外界环境相同。从而4梁螺栓孔局部环境谱见表4-1。

表4-1 歼8系列飞机4梁下耳片螺栓孔局部环境谱(1年)

温度(℃)	5	10	15	20	25	30
潮湿空气(h)	136.2	67.2	76.3	127.7	140.0	6.9

4.2.2 地面停放加速试验环境谱

4.2.2.1 地面停放加速试验环境谱

采用1.2.2.1中给出的典型的疲劳关键件周期浸润加速试验环境谱。其构成如下。

① 酸性 NaCl 溶液浸润: 5% NaCl 溶液中加入少量稀 H_2SO_4 , 使 $pH = 4 \sim 4.5$, 溶液温度为 $40 \pm 2^\circ C$ 。

② 在 $40^\circ C$ 温度和 $95\% \pm 5\%$ 相对湿度的潮湿空气中, 用远红外线灯照射并烘干试件, 调节远红外线灯的位置与功率, 使试件在临近浸入溶液前可被烘干。

一个加速谱周期为 30min, 其中浸泡 7.5min, 溶液外烘烤 22.5min。

在模拟试件进行加速腐蚀试验前, 应在常温下施加不低于疲劳载荷谱中最大应力对应载荷的预拉伸。

4.2.2.2 加速试验环境谱的有效性与可行性检验

将机翼4梁模拟试件按上述加速试验环境谱进行预腐蚀, 腐蚀损伤主要表现为衬套与耳片螺栓孔间的腐蚀产物及孔边的蚀坑, 与4.1.2.2中给出的腐蚀损伤形式基本一致。因

此, 可以认为所选取的上述加速试验环境谱是有效的、可行的。

4.2.3 加速腐蚀当量关系

4.2.3.1 当量折算法评估结果

当量折算法的原理与方法见 1.2.2.1。

(1) 折算系数

所用的有关折算系数取自参考文献 [4-3], 见表 4-2~表 4-4。

表 4-2 潮湿空气与标准潮湿空气(RH=90%)的折算系数 α (铝合金)

T(°C)	20	25	30	35	40
α	0.11045	0.20700	0.29995	0.64997	1

表 4-3 不同浓度的 NaCl 溶液与水的折算系数 α (铝合金)

NaCl 溶液浓度(%)	0.35	0.5	1.72	3.5	7
α	0.643	0.612	0.335	0.121	0.0969

表 4-4 不同浓度的 H_2SO_4 与水的折算系数 α (铝合金)

酸浓度 (PPM)	0.1	1	2
α	0.635	0.348	0.302

(2) 加速试验环境与水(标准潮湿空气)的当量关系

① 5% NaCl 溶液的折算系数 α_1

采用下式对折算系数与 NaCl 溶液的浓度进行拟合

$$1 - \alpha = a \cdot e^{-\frac{b}{y}} \quad (4-1)$$

式中: a, b ——拟合参数;

y ——NaCl 溶液的浓度;

α ——折算系数。

将式 (4-1) 转化为线性函数, $\ln(1 - \alpha) = \ln a - \frac{b}{y}$ 。用最小二乘法对表 4-3 中的数据进行处理, 结果表明, $\ln(1 - \alpha) \sim \frac{1}{y}$ 呈良好的线性关系, 从而以表 4-3 的数据为基础, 用线性插值的方法计算 5% NaCl 溶液的折算系数 α_1 。中间参数和计算结果见表 4-5。

表 4-5 5% NaCl 溶液折算系数的中间参数和计算结果 (铝合金)

y (%)	3.5	7	5
$\frac{1}{y}$	28.57143	14.28571	20
$\ln(1 - \alpha)$	-0.12897	-0.10192	-0.11274

从而有 $\alpha_1 = 1 - e^{-0.11274} = 0.1066$ 。

② pH=4 的 H_2SO_4 溶液的折算系数 α_2

采用式 (4-1) 对折算系数与 H_2SO_4 溶液的浓度值 (PPM) 进行拟合。以表 4-4 的数据为基础, 用线性插值的方法计算 pH=4 的 H_2SO_4 溶液 (H_2SO_4 含量为 4.904PPM) 的折算系数 α_2 , 中间参数和计算结果见表 4-6。

表 4-6 H_2SO_4 溶液折算系数的中间参数和计算结果 (铝合金)

PPM	1	2	4.904
$\frac{1}{y}$	1	0.5	0.20392
$\ln(1-\alpha)$	-0.42771	-0.35954	-0.31917

从而有 $\alpha_2 = 1 - e^{-0.31917} = 0.2732$ 。

③ 加速试验环境谱的综合折算系数 β^*

加速试验环境谱的综合折算系数 β^* 满足

$$\frac{1}{\beta^*} = \frac{1}{\alpha_1} + \frac{1}{\alpha_2}$$

从而有 $\beta^* = 0.07668$ 。对应着加速试验环境谱作用 1h 相当于标准潮湿空气作用 $t_1 = 13.04h$ 。

(3) 地面停放局部环境谱与标准潮湿空气的当量折算

根据表 4-2, 将表 4-1 中各温度下 RH=90% 的潮湿空气作用时间折算到 $T=40^\circ C$, 得到每年地面停放局部环境谱作用所相当的标准潮湿空气作用时间 t_2

$$t_2 = (136.2 + 67.2 + 76.3 + 127.7) \times 0.11045 \\ + 140.0 \times 0.20700 + 6.9 \times 0.29995 = 76.05(h)$$

(4) 加速试验环境谱与地面停放环境间的当量加速关系

折算系数 $\alpha = \frac{t_2}{t_1} = \frac{76.05}{13.04} = 5.83$ (小时/年); 加速系数 $\beta = \frac{t_1}{t_2} = 0.172$ (年/小时)。即

加速试验环境谱作用 5.83 小时相当于地面停放 1 年。

4.2.3.2 用腐蚀程度对比法确定当量加速关系

(1) 模拟试件加速腐蚀试验结果

采用歼 8 系列飞机机翼 4 梁模拟试件 (如图 4-3 所示), 进行了 4.2.2.1 所给出的加速试验环境谱下的加速腐蚀试验, 试件分为 6 组, 加速腐蚀时间分别为 3、6、9、12、21 和 63 天。试验结果表明, 9 天以上试件的腐蚀程度过于严重, 因此, 主要以 3 天加速腐蚀后试件的腐蚀情况作为用腐蚀程度对比法确定当量加速关系的依据。图 4-2 显示了加速腐蚀 3 天后试件的腐蚀状态, 主要表现为衬套与耳片螺栓孔壁的锈斑及孔边的蚀坑。



图 4-2 4 梁模拟试件加速腐蚀 3 天后试件腐蚀状态

(2) 腐蚀程度的对比

① 在对从南到北、从内地到沿海的全国7个机场约100架空军、海军歼8系列飞机普查基础上,重点对环境较恶劣的机场和使用年限较长的16架飞机机翼4梁耳片腐蚀情况进行了较详细的检查,其结果见表4-7。

表4-7 外场飞机4梁耳片腐蚀检查结果

序 号	使用年限(年)	4梁耳片处腐蚀情况
1	11	衬套有锈,耳片孔边掉漆
2	11	衬套有锈,孔边有白斑
3	11	耳片划平处掉漆
4	11	无明显腐蚀
5	11	无明显腐蚀
6	11	衬套有红锈,划平处掉漆
7	11	衬套有红锈,孔边有白斑
8	11	衬套周围掉漆
9	10.5	无明显腐蚀
10	10.5	衬套有锈斑
11	7.75	无明显腐蚀
12	7.75	无明显腐蚀
13	7.75	无明显腐蚀
14	7.75	无明显腐蚀
15	6.3	无明显腐蚀
16	6.3	无明显腐蚀

② 对9架大修的歼8系列飞机机翼4梁耳片腐蚀情况进行了认真检查,结果见表4-8。

表4-8 大修飞机4梁耳片腐蚀检查结果

序 号	使用年限(年)	4梁耳片处腐蚀情况
1	8	无明显腐蚀
2	11	衬套周围掉漆
3	11	衬套周围掉漆
4	11	衬套有红锈,孔边有白斑
5	11	无明显腐蚀
6	11	衬套锈,划平处掉漆
7	12	衬套锈,划平处掉漆
8	12	衬套及孔壁有锈
9	12	衬套锈,下耳片孔边白斑

③ 将上述外场与大修飞机机翼4梁耳片腐蚀情况与加速腐蚀不同年限的试件(主要是加速腐蚀3天的试件)腐蚀情况进行对比。只有序号为4、9的大修飞机和序号为2、7的外场飞机4梁耳片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,其他飞机机翼4梁耳片腐蚀情况均明显弱于加速腐蚀3天的试件,其中使用年限低于10年的外场飞机机翼4梁耳片处没有明显的腐蚀迹象。

(3) 关于机翼4梁腐蚀情况的调研

为了扩大腐蚀程度对比的信息,在大修厂检查时,请大修厂领导、技术科与修理车间技术人员以及修理工人共20余人,仔细观察加速腐蚀3天的试件腐蚀状况,回忆他们所参与的已大修过的歼8系列飞机中,是否在机翼4梁接头耳片部位发现过类似情况的腐蚀。经与会人员认真回忆并查找有关修理记录后一致认定:已修的歼8系列飞机使用年限均不超过12年,修理中曾见过衬套锈蚀和孔边白斑,但从未见过像加速腐蚀3天的试件那样严重的孔边腐蚀程度。

(4) 腐蚀程度对比法确定的当量加速关系

综合上述对比结果,以实际结构最严重的腐蚀程度为依据,偏保守地取加速腐蚀3天相当于地面停放12年,即加速谱作用6小时当量为地面停放1年,对应折算系数 $\alpha=6$ (小时/年),折算系数 $\beta=0.167$ (年/小时)。

4.2.3.3 当量加速关系的综合确定结论

综合当量折算法和腐蚀程度对比法的结果,偏保守地取加速试验环境谱作用6小时相当于地面停放1年,折算系数 $\alpha=6$ (小时/年),加速系数 $\beta=0.167$ (年/小时)。即有 $T(\text{年})=0.167t$ (小时), $t(\text{小时})=6T(\text{年})$ 。

4.2.4 空中环境谱分析与工程简化

根据3.2.4中关于空中环境谱的分析,认为机翼4梁空中环境与机翼主梁空中环境相同,从而采用相同的当量空中局部环境谱,其具体构成为:室温大气87.5%,潮湿空气($RH>90\%$)10%,3.5%的NaCl盐雾1.25%和3.5%的NaCl盐雾+SO₂(酸性盐雾)1.25%。

4.3 腐蚀条件下的疲劳寿命评定

4.3.1 地面停放腐蚀修正系数曲线(C—T曲线)的测定

4.3.1.1 试验概述

(1) 试验件

采用歼8系列飞机机翼4梁关键危险部位——下耳片螺栓孔含防护涂层模拟试件,由

LC4CS 锻件加工而成。试件平直端夹持于试验机, 含孔端通过 U 形夹头和螺栓实施加载。试件含孔端的平面几何尺寸、孔径和加工工艺及防腐涂层均与 4 梁下耳片螺栓孔处相同, 厚度为下耳片厚度的一半。孔内镶有一个带凸台的 30CrMnSiA 的衬套, 其宽度、孔径及衬套外径尺寸均与机翼 4 梁耳片实际结构相同, 阳极化后表面涂 1 号航空底漆。模拟试件示意图如图 4-3 所示。

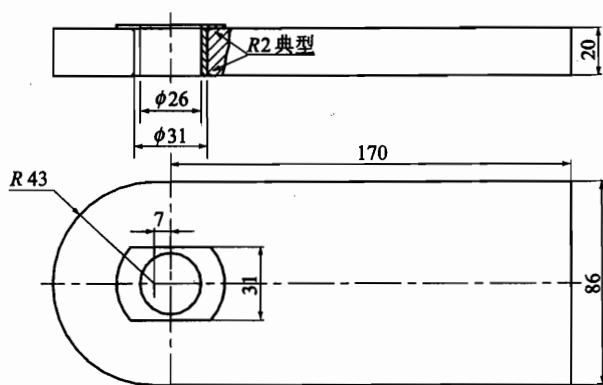


图 4-3 歼 8 系列飞机机翼 4 梁模拟试件示意图

(2) 加速试验环境谱

采用 4.2.2.1 给出的周期浸润加速试验环境谱; 试验前预拉伸载荷取疲劳载荷谱中最大载荷。

(3) 试验载荷谱

采用参考文献 [4-5] 提供的歼 8 系列飞机疲劳载荷谱及 4 梁下耳片螺栓孔危险部位的各载荷状态 1g 应力所构成的名义应力谱。该谱以 83.7 飞行小时作为一个基本周期, 包含 15 个任务剖面, 114 个飞行起落, 7 种载荷状态, 1228 次载荷循环。由于非对称载荷状态的存在, 实际上是以 167.4 飞行小时构成 1 个周期, 并需在每个基本周期后施加 6g DYD 一次, 而在 12 个基本周期后施加 7g DYD 一次 (施加 7g DYD 的基本周期不再施加 6g DYD 载荷)。

试验载荷谱用下式描述

$$P = k \cdot n_y \cdot \sigma(1g) \cdot F \quad (4-2)$$

式中: k ——载荷调整系数, 使得无腐蚀试件实验室环境下中值寿命为 9000~10000 飞行小时;

n_y ——垂向过载谱;

$\sigma(1g)$ ——歼 8 系列飞机机翼 4 梁下耳片螺栓孔处的各载荷状态 1g 应力, 1g DYX 过载应力为 54.873MPa;

F ——机翼 4 梁模拟试件孔所在横截面的净面积, 其名义值为 $50\text{mm} \times 20\text{mm} = 1100\text{mm}^2$ 。

(4) 试验装置和试验条件

① 加速腐蚀试验装置

加速腐蚀试验在北京航空航天大学固体力学所的 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, 试验箱湿度范围为 $95\% \pm 5\%$, 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 3-6 所示。

② 疲劳试验装置

疲劳试验在北京航空航天大学固体力学所的 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。试验机经国防科学技术工业委员会控制中心定

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4Hz。试验装置如图3-7所示。

(5) 试验过程

① 加速腐蚀试验

a. 加速腐蚀试验前,在常温下进行疲劳载荷谱中最大载荷 $P_{\max} = 223.8\text{kN}$ 的两次预拉伸,预拉伸过程在北京航空航天大学 MTS880-500kN 疲劳试验机上进行。

b. 预拉伸后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;用硅橡胶对试件非考核面——非凸台面孔边进行保护。

c. 在前述加速试验环境谱下分组进行30、60、90、120、180h的加速腐蚀试验,每组试件数为8~10件。加速腐蚀试验过程中,试件水平放置在由惰性材料制成的试件搁架上,且试件考核面向上直接接受远红外线灯照射,如图4-4所示。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1次,每24h更换溶液1次。试验后马上用去离子水对试件进行清洗,烘干。加速腐蚀试验后对试件腐蚀情况进行观察和记录。



图4-4 机翼4梁加速腐蚀过程

② 疲劳试验

a. 载荷调整系数 k 的摸索。为保证无腐蚀试件试验中值寿命为9000~10000飞行小时,试验前取6件试件在实验室环境下进行随机谱下的疲劳试验以确定载荷调整系数 k 。首先取 $k = 0.75$,进行了1个试件的疲劳试验,试验寿命为7048飞行小时。从而调整 $k = 0.7$,进行了5件试件的疲劳试验,试验寿命分别为5605、10696、7403、6550和6288飞行小时,对数中值寿命为7118飞行小时,小于9000飞行小时。按 $S-N$ 曲线估计,当 $k = 0.65$ 时应能满足要求,于是载荷调整系数确定为0.65,后续试验结果表明该系数的选取是适当的。

b. 在 $k = 0.65$ 下进行一般环境下的疲劳试验,做至试件断裂,有效试件数为8件。

c. 对5组加速腐蚀后的试件进行试验载荷谱下的疲劳试验,做至试件断裂,并观察断口腐蚀情况。

4.3.1.2 试验结果

(1) 加速腐蚀后的疲劳寿命

在上述环境谱和载荷谱下完成了6组共47件试件的加速腐蚀和疲劳试验,具体情况见表4-9。

表4-9 歼8系列飞机机翼4梁试件加速腐蚀后的疲劳寿命

t(h)	0	30	60	90	120	180
N _i (飞行小时)	11557	8042	5862	5113	6329	7464
	8299	6621	5893	9162	9040	5563
	7692	6981	6984	7136	9282	7883
	9301	11839	8027	9998	4109	5364
	8124	7235	10469	9440	7629	6687
	7148	8088	6871	7400	7106	5276
	9700		8457	4869	7540	6026
	8379		9366	8407	6687	7068
					5814	
试件数	8	6	8	8	9	8

(2) 试件状态

加速腐蚀不同时间试件腐蚀情况见表4-10和图4-5~图4-10。

表4-10 歼8系列飞机机翼4梁试件腐蚀情况记录

腐蚀时间(h)	试件腐蚀情况
0	衬套表面有光泽,凸台面倒角金属基体有光泽
30	衬套发生腐蚀,凸台表面有轻微腐蚀,衬套壁有少量的棕黄色腐蚀产物;凸台面倒角金属基体腐蚀不明显,个别失去金属光泽
60	腐蚀程度加重,凸台表面有少量腐蚀产物,衬套壁有一定量棕黄色腐蚀产物;凸台面倒角金属基体有轻微腐蚀,大部分失去金属光泽,发黑
90	腐蚀比较明显,凸台表面有少量腐蚀产物,衬套壁有一定量棕黄色腐蚀产物;凸台面倒角金属基体发生腐蚀,发黑,个别有轻微的蚀坑
120	腐蚀比较明显,凸台表面有少量腐蚀产物,衬套壁有一定量棕黄色腐蚀产物;凸台面倒角金属基体发生比较明显的腐蚀,产生蚀坑,个别有一定的深度和少量的灰黑色腐蚀产物
180	腐蚀比较严重,凸台表面有一定量腐蚀产物,衬套壁有较多棕黄色腐蚀产物;凸台面倒角金属基体腐蚀明显,几乎全部产生一定深度的蚀坑,有少量的灰黑色腐蚀产物

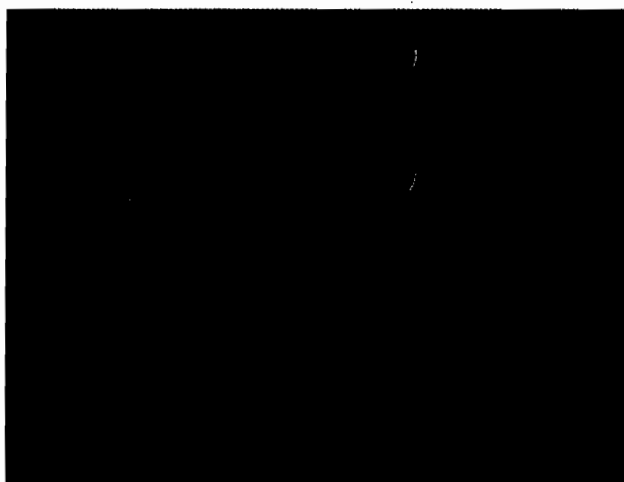


图 4-5 歼8系列飞机机翼4梁未加速腐蚀的疲劳试件



图 4-6 歼8系列飞机机翼4梁加速腐蚀30h后的疲劳试件



图 4-7 歼8系列飞机机翼4梁加速腐蚀60h后的疲劳试件



图 4-8 歼 8 系列飞机机翼 4 梁加速腐蚀 90h 后的疲劳试件



图 4-9 歼 8 系列飞机机翼 4 梁加速腐蚀 120h 后的疲劳试件

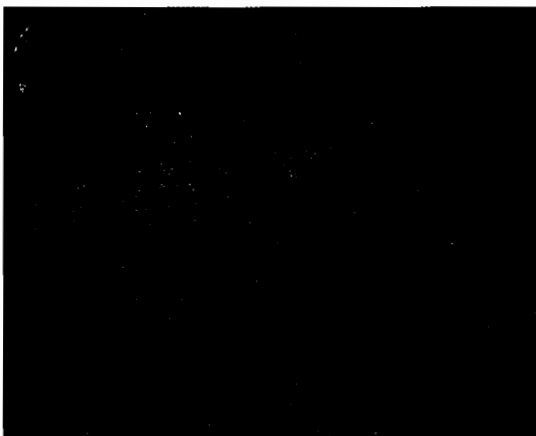


图 4-10 歼 8 系列飞机机翼 4 梁加速腐蚀 180h 后的疲劳试件

4.3.1.3 试验结果的处理与分析

将加速腐蚀时间 t 按当量加速关系换算为外场时间 T , 假定指定加速腐蚀时间后的疲劳寿命服从对数正态分布, 对其分布参数进行估计, 得到对应的中值寿命 $N_{50}(T)$ 和对数寿命标准差估计值 s , 地面停放腐蚀修正系数则为

$$C(T) = \frac{N_{50}(T)}{N_{50}(0)} \quad (4-3)$$

式中: $N_{50}(T)$ ——加速腐蚀 T 年后的中值疲劳寿命, $N_{50}(T) = 10^{\frac{1}{n_T} \sum_{j=1}^{n_T} \lg N_j(T)}$, n_T 为 T 的试件数;

$N_{50}(0)$ ——未加速腐蚀试件的中值疲劳寿命, $10^{\frac{1}{n_0} \sum_{j=1}^{n_0} \lg N_j(0)}$, n_0 为未腐蚀试件数。所得 $N_{50}(T)$ 、 s 与 C 数据列入表 4-11。

表 4-11 歼8系列飞机机翼4梁加速腐蚀后的疲劳寿命处理结果

$T(\text{年})$	0	5	10	15	20	30
$N_{50}(\text{飞行小时})$	8685	7976	7591	7456	6883	6348
s	0.06546	0.09072	0.09140	0.1189	0.1071	0.06770
C	1	0.91836	0.87403	0.85849	0.79252	0.73092

4.3.1.4 $C-T$ 曲线的确定

① 选取以下两种 $C-T$ 曲线形式:

$$C(T) = 1.0 - \beta T^a \quad (\text{幂函数式}) \quad (4-4)$$

$$C(T) = 1.0 - e^{\beta T^a} \quad (\text{指数函数式}) \quad (4-5)$$

② 将式 (4-4)、式 (4-5) 两式取对数, 形成线性函数, 采用表 4-11 数据进行函数拟合, 所得 $C-T$ 曲线拟合结果为:

$$C = 1.0 - 0.027128 \times T^{0.662039}$$

相关系数 $r = 0.985$

$$C = \exp(-0.025410 \times T^{0.721802})$$

相关系数 $r = 0.983$

两条曲线拟合效果均良好, 而且差别非常微小, 如图 4-11 所示。后面的计算分析均采用式 (4-4)。

4.3.2 腐蚀疲劳影响系数测定

4.3.2.1 腐蚀疲劳试验概述

(1) 试件与试验装置

① 由于图 4-3 的 4 梁试件及夹持形式难以在腐蚀疲劳试验装置上完成腐蚀疲劳试验, 在不改变失效形式和最后结论的前提下, 设计加工以下试件 (如图 4-12 所

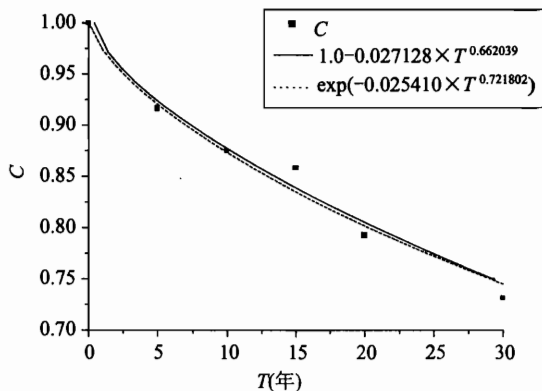


图 4-11 歼8系列飞机机翼4梁
 $C-T$ 曲线拟合结果

示)。试件加工工艺、配合状态及表面状态与该部位真实情况相同。

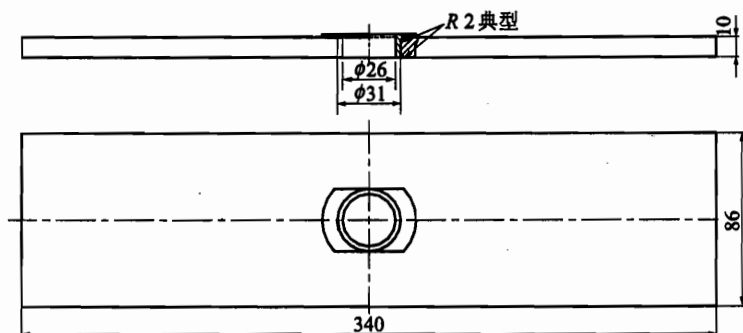


图 4-12 歼 8 系列飞机机翼 4 梁腐蚀疲劳试件示意图

② 采用有机玻璃加工适用的环境盒，疲劳试验在北京航空航天大学 MTS880-500kN 试验机上进行，试验机和环境盒如图 4-13 所示。

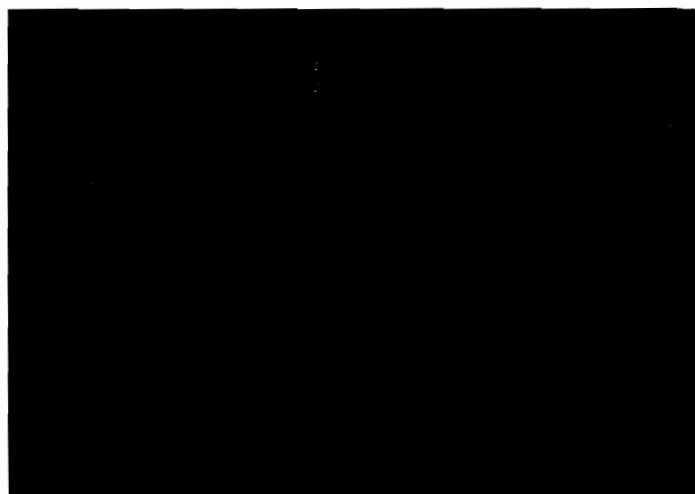


图 4-13 腐蚀疲劳试验环境盒

(2) 载荷谱

① 试验载荷谱仍采用 4.3.1.1 (3) 中的形式，但由于试件形式改变，故应重新确定载荷调整系数 k 。

② k 的摸索与确定。为保证无腐蚀试件试验中值寿命为 9000~10000 飞行小时，试验前取 3 件试件在实验室环境下进行随机谱下的疲劳试验以确定载荷调整系数 k 。首先在 $C-T$ 曲线测定选定的载荷调整系数 $k = 0.65$ 下进行了第 1 个试件的疲劳试验，经过 23244 飞行小时未发生破坏，从而调整系数 $k = 1.0$ ，继续试验了 9078 飞行小时后破坏，而后在 $k = 1.0$ 下进行了第 2 个试件的疲劳试验，寿命为 15227 飞行小时，大于 10000 飞行小时，进一步调整系数 $k = 1.1$ ，进行了第 3 个试件的疲劳试验，寿命为 10583 飞行小时，从而载荷调整系数确定为 1.1。后续试验结果表明，该系数的选取是适当的。

(3) 试验内容和条件

① 包括潮湿空气 ($RH > 90\%$)、3.5% NaCl 中性盐雾和 3.5% NaCl + SO_2 酸性盐雾 3

种单一腐蚀环境下的腐蚀疲劳试验和一般环境下（室温 20~30℃，相对湿度 RH = 30%~70%）疲劳试验各 1 组，一般环境下疲劳试验频率为 4Hz，其他 3 种介质下的腐蚀疲劳试验频率为 1Hz。

② 3 种腐蚀环境下的腐蚀疲劳试验过程如下。

a. 正式试验之前，首先将试件在室温大气环境下进行（2）中载荷谱下 10 个基本周期共 12290 次循环的预试验；然后将进行潮湿空气环境下试验的试件放入室温相对湿度 RH > 90% 的容器内，预腐蚀 72h；将进行盐雾和盐雾 + SO₂ 介质环境下试验的试件浸入 3.5% NaCl 溶液中预浸泡 72h；试件预腐蚀完毕，用纯净水清洗干净，保存在干燥器皿中，以备试验。

b. 在环境盒内放入若干湿的棉花球，保持室温 20~30℃，相对湿度 RH > 90%，进行潮湿空气环境下的疲劳试验，试验过程中对温度和湿度进行监控。

c. 由 3.5% NaCl 溶液通过喷雾形成 3.5% NaCl 中性盐雾环境进行疲劳试验，试验前对盐雾沉降量进行标定，保持盐雾沉降量为 (1~2)mL/(80cm² · h)。

d. 盐雾 + SO₂ 试验的盐雾生成方法同 c，SO₂ 通过气瓶供给，其浓度通过调节流量阀门控制在 8.7mg/m³。

4.3.2.2 试验结果及其统计处理

(1) 试验结果

在上述 4 种单一腐蚀环境下进行了共 28 件试件的腐蚀疲劳试验，腐蚀疲劳寿命见表 4-12。

表 4-12 歼 8 系列飞机机翼 4 梁模拟试件在 4 种介质环境下的腐蚀疲劳试验寿命

介 质	空 气	潮 湿 空 气	盐 雾	盐雾 + SO ₂
N _i (飞行小时)	10583	4473	3585	3434
	6352	5812	3865	4138
	9124	5136	4053	3020
	9158	6269	3606	2861
	6814	5677	4439	3527
	7775	5362	4971	3698
	7305	4762	4000	4698
试 件 数	7	7	7	7

(2) 单一介质腐蚀影响系数

假设腐蚀疲劳寿命服从对数正态分布，得到各单一介质环境下的中值疲劳寿命，则单一介质腐蚀疲劳影响系数为

$$k_i = \frac{N_{i,50}}{N_{0,50}} \quad (4-6)$$

式中：N_{i,50}——第 i 种单一介质下的中值腐蚀疲劳寿命；

N_{0,50}——实验室环境下的中值疲劳寿命。

中值寿命和单一介质腐蚀疲劳影响系数列于表 4-13 中, 同时参考 4.2.4 中空中局部环境谱的构成, 各单一介质加权百分比也一并列入。

表 4-13 单一介质下歼 8 系列飞机机翼 4 梁腐蚀疲劳影响系数

i	介 质	$N_{i,50}$ (飞行小时)	k_i	y_i (%)
1	室温大气	8041	1	87.5
2	潮湿空气	5325	0.66223	10
3	盐 雾	4050	0.50367	1.25
4	盐雾 + SO ₂	3579	0.44509	1.25

4.3.2.3 K 值的确定

由参考文献 [4-2] 7.1.4 中关于空中环境影响系数的处理方法, 对上述单一介质腐蚀疲劳影响系数进行加权处理, 得到空中环境腐蚀疲劳影响系数

$$K = \sum_{i=1}^4 k_i y_i = 0.953$$

4.3.3 不同年飞行强度下的疲劳寿命评定

(1) 歼 8 系列飞机机翼 4 梁一般环境下的寿命结论

参考第 2 章, 一般环境下歼 8 II 型飞机的疲劳定寿结论为: 首翻期为 1200 飞行小时, 结构只检查不修理; 修理间隔为 1000 飞行小时 (第 2 次大修), 对机翼 4 梁等实施修理; 剩余寿命为 800 飞行小时; 总寿命为 3000 飞行小时。一般环境下, 歼 8 白天型和 I 型飞机的疲劳定寿结论为: 首翻期为 1000 飞行小时, 结构只检查不修理; 修理间隔为 900 飞行小时 (第 2 次大修), 对机翼 4 梁等实施修理; 剩余寿命为 700 飞行小时; 总寿命为 2600 飞行小时。但从全尺寸翼身组合体疲劳试验和耐久性评定结果分析, 可以支持歼 8 系列飞机 (歼 8 II 型、白天型和 I 型) 机翼 4 梁 2200 飞行小时修理, 而修理后至总寿命终结的间隔不小于 1000 飞行小时。因此, 歼 8 系列飞机机翼 4 梁一般环境下疲劳定寿结论为: 1200 飞行小时 (II 型) / 1100 飞行小时 (白天型和 I 型) 首翻、2200 飞行小时第 2 次大修 (修理), 而第 2 次大修至总寿命的间隔为 1000 飞行小时。

预期的日历寿命指标为: 歼 8 II 型飞机 10 年首翻, 19 年大修, 总寿命 28 年; 歼 8 白天型和 I 型飞机 10 年首翻, 18 年大修, 总寿命 26 年。

(2) 典型年飞行强度对应的腐蚀条件下疲劳寿命

根据歼 8 系列飞机以往年飞行强度的统计和今后可能达到的年飞行强度, 取年飞行强度 (YFH) 为 50、80、100 和 120 飞行小时; 考虑到歼 8 系列飞机机翼 4 梁关键件可能的首翻期、修理间隔和总寿命指标, 取无腐蚀寿命 $N^* = 800、1000、1100、1200、1800、2200、3000$ 和 3200 飞行小时。对上述各种 YFH 与无腐蚀寿命的组合, 采用参考文献 [4-2] 第 7 章给出的腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定方法和相应的计算程序, 分别计算出相应的综合考虑地面停放腐蚀与空中腐蚀疲劳影响的寿命 N_c 、综合腐蚀影响系数 M 及

对应的使用年限 T ，并将计算结果列入表 4-14。

表 4-14 歼8系列飞机机翼4梁试件腐蚀条件下疲劳寿命评定

YFH(飞行小时)	N^* (飞行小时)	800	1000	1100	1200	1800	2200	3000	3200
50	N_c (飞行小时)	690	849	927	1004	1446	1726	2251	2376
	M	0.86	0.85	0.84	0.84	0.80	0.78	0.75	0.74
	T (年)	13.8	17	18.5	20.1	28.9	34.5	45	47.5
80	N_c (飞行小时)	708	875	958	1039	1514	1818	2400	2540
	M	0.89	0.88	0.87	0.87	0.84	0.83	0.80	0.79
	T (年)	8.9	10.9	12	13	19	22.7	30	31.8
100	N_c (飞行小时)	715	885	969	1053	1540	1857	2458	2605
	M	0.89	0.89	0.88	0.88	0.86	0.84	0.82	0.81
	T (年)	7.15	8.85	9.69	10.53	15.4	18.54	24.58	26.05
120	N_c (飞行小时)	721	893	978	1063	1559	1880	2501	2652
	M	0.90	0.89	0.89	0.89	0.87	0.85	0.83	0.83
	T (年)	6	7.44	8.15	8.86	13	15.67	20.84	22.1

(3) 临界年飞行强度的计算

① 歼8Ⅱ型飞机临界年飞行强度

临界年飞行强度按 1.2.2.3 给出的计算方法得到，为实际使用的方便，将其取整，得到：

a. 28 年日历总年限机翼 4 梁恰好达到疲劳寿命第 2 次大修时间所对应的临界年飞行强度为 $J_1 = 65$ 飞行小时。

b. 19 年日历年限机翼 4 梁恰好达到疲劳寿命第 2 次大修，并可以在修理后 9 年满足剩余寿命要求对应的临界年飞行强度 $J_2 = 100$ 飞行小时。

c. 10 年日历首翻期机翼 4 梁恰好达到疲劳寿命第 2 次大修所对应的临界年飞行强度 $J_4 = 195$ 飞行小时。

② 歼8白天型和Ⅰ型飞机临界年飞行强度

临界年飞行强度按 1.2.2.3 给出的计算方法得到，为实际使用的方便，将其取整，得到：

a. 26 年日历总年限机翼 4 梁恰好达到疲劳寿命第 2 次大修时间所对应的临界年飞行强度为 $J_1 = 70$ 飞行小时。

b. 18 年日历年限机翼 4 梁恰好达到疲劳寿命第 2 次大修，并可以在修理后 8 年满足剩余寿命要求对应的临界年飞行强度 $J_2 = 105$ 飞行小时。

c. 10 年日历首翻期机翼 4 梁恰好达到疲劳寿命第 2 次修理时间所对应的临界年飞行强度 $J_4 = 195$ 飞行小时。

(4) 寿命评定

① 歼8Ⅱ型飞机机翼4梁的寿命评定结论为：

a. 年飞行强度(YFH) < 65 飞行小时时，首翻期为 10 年，第 2 次大修为 19 年，总寿

命为28年。全部取决于使用年限,即使用寿命由日历寿命控制,而且在首翻与第2次大修时对机翼4梁进行检查,除个别情况出现裂纹而予以必要的修理外,一般不需要对机翼4梁进行修理。

b. YFH在65~100飞行小时范围内,可取首翻期为10年,第2次大修为19年,总寿命为28年。使用寿命由日历寿命(使用年限)控制,在首翻时只对机翼4梁进行检查,但第2次大修时要对机翼4梁进行修理。

c. YFH>100飞行小时时,首翻期为1000飞行小时,第2次大修为1900飞行小时,总寿命为2800飞行小时。使用寿命主要由疲劳寿命(飞行小时数)控制,首翻时对机翼4梁进行检查,第2次大修时要对机翼4梁进行修理。

② 歼8白天型和歼8I型飞机机翼4梁的寿命评定结论为:

a. YFH<70飞行小时时,首翻期为10年,第2次大修为18年,总寿命为26年。全部取决于使用年限,即使用寿命由日历寿命控制,而且在首翻与第2次大修时对机翼4梁进行检查,除个别情况出现裂纹而予以必要的修理外,一般不需要对机翼4梁进行修理。

b. YFH在70~105飞行小时范围内,可取首翻期为10年,第2次大修为18年,总寿命为26年。使用寿命由日历寿命(使用年限)控制,在首翻时只对机翼4梁进行检查,但第2次大修时要对机翼4梁进行修理。

c. YFH>105飞行小时时,首翻期为1000飞行小时,第2次大修为1800飞行小时,总寿命为2600飞行小时。使用寿命主要由疲劳寿命(飞行小时数)控制,首翻时对机翼4梁进行检查,第2次大修时要对机翼4梁进行修理。

4.3.4 腐蚀条件下的疲劳寿命估算

4.3.4.1 疲劳寿命估算方法的选取

歼8系列飞机机翼4梁为LC4CS锻件,下耳片螺栓孔为疲劳关键危险部位,具有3.5的应力集中系数,2.37的疲劳缺口系数。4梁由于采用了极限设计方法,在正常使用中作为机翼—机身连接点的下耳片承受了较高的拉伸应力,耳片螺栓孔由于较高的应力集中而使孔边处于屈服状态,因此,采用参考文献[4-2]第8章给出的腐蚀条件下疲劳寿命分析的局部应变法,对歼8系列飞机机翼4梁进行疲劳寿命分析。

4.3.4.2 疲劳寿命估算过程

(1) 地面停放疲劳缺口系数

已知类似機種——歼7II型飞机机翼70隔板同为LC4CS锻件,其下耳片螺栓孔为疲劳关键危险部位,裂纹萌生寿命为11508飞行小时。LC4CS锻件的弹性模量 $E = 72571.8 \text{ GPa}$,疲劳强度指数 $\sigma'_f = 884.69 \text{ MPa}$,疲劳强度指数 $b = -0.0727$,疲劳延性系数 $\epsilon'_f = 0.2452$,疲劳延性指数 $c = -0.7761$,循环强度系数 $K' = 1135.8 \text{ MPa}$,循环应变硬化指数 $n' = 0.08678$ (见参考文献[4-6])。

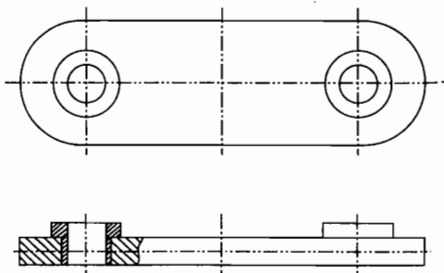


图4-14 歼7II型飞机机翼70隔板模拟试件

采用如图4-14所示的歼7II型飞机机翼70隔板试件,进行加速腐蚀不同时间后的室

温大气环境下的谱载疲劳试验。疲劳试验所用载荷谱为歼7Ⅱ型飞机疲劳载荷谱及70隔板下耳片螺栓孔处各载荷状态1g应力所构成的名义应力谱,包括2767次循环,对应150飞行小时,详见参考文献[4-7]。对试验结果进行拟合,得到疲劳寿命 $N(T)$ 与腐蚀时间 T 的关系式

$$N(T) = 11508(1 - 0.01201T^{1.0054}) \quad (4-7)$$

通过计算反推得到4梁耳片孔对应各年的疲劳缺口系数,见表4-15。

表4-15 歼8系列飞机机翼4梁考虑腐蚀影响的疲劳损伤计算结果(局部应变法)

年限 T (年)	$K_{t2}(T)$	$D_G(T)$	$D_A(T)$
0	2.370	0.0845376	0.0845376
1	2.374	0.0341861	0.0358721
2	2.378	0.0346910	0.0364019
3	2.382	0.0352115	0.0369480
4	2.385	0.0356088	0.0373649
5	2.389	0.0361396	0.0379219
⋮	⋮	⋮	⋮
20	2.460	0.0463101	0.0485941
21	2.465	0.0470786	0.0494004
22	2.471	0.0480311	0.0503999
23	2.472	0.0481818	0.0505581
24	2.482	0.0497542	0.0522080
25	2.489	0.0508586	

(2) 疲劳寿命估算

① 采用4.3.1.1(1)中给出的歼8Ⅱ型飞机机翼4梁关键部位的名义应力谱。

② 取 $YFH = 100$ 飞行小时,按Miner累积损伤法则逐年计算对应的疲劳损伤 $D_G(T)$,见表4-15。由表4-15可知,歼8系列飞机机翼4梁一般环境下的疲劳安全寿命为2970飞行小时,关键部位24年的总损伤为0.986218,25年的总损伤为1.037076,于是仅考虑地面停放腐蚀影响的疲劳安全寿命为2427飞行小时,地面停放安全寿命影响系数

$$M_P = \frac{\text{地面停放下的安全寿命}}{\text{一般环境下的安全寿命}} = \frac{2427}{2970} = 0.817$$

③ 引入歼8系列飞机4梁的空中环境腐蚀影响系数 $K = 0.953$,每年对应的疲劳损伤为 $D_A(T) = \frac{D_G(T)}{K}$ 。因此,同时考虑空中环境腐蚀影响的计算结果为:4梁关键部位23年的总损伤为0.982648,24年的总损伤为1.034856,机翼4梁同时考虑空中腐蚀影响的疲劳安全寿命为2333飞行小时,各年的损伤计算见表4-15。腐蚀条件下的安全寿命影响系数

$$M = \frac{\text{腐蚀条件下的安全寿命}}{\text{一般环境下的安全寿命}} = \frac{2333}{2970} = 0.786$$

4.3.4.3 疲劳寿命估算结果

按与4.3.4.2中完全相同的过程,计算不同年飞行强度对应的安全寿命影响系数见表4-16。

表4-16 歼8系列飞机机翼4梁不同年飞行强度对应的腐蚀条件下安全寿命影响系数

YFH(飞行小时)	50	80	100	120
M	0.663	0.752	0.786	0.809

4.3.5 腐蚀条件下的耐久性分析与经济寿命预测

4.3.5.1 耐久性分析方法的选取

由于缺乏加速腐蚀不同时间后4梁模拟试件裂纹扩展(a, t)数据集,从而选用腐蚀条件下裂纹萌生方法进行腐蚀条件下歼8系列飞机机翼4梁的耐久性分析,其中结构 $T-p-S-N$ 曲线取三参数式,采用计算反推法计算不同年限对应的参数。

4.3.5.2 耐久性分析相关参数

(1) 耐久性分析对象

耐久性分析以100架歼8系列飞机构成的机群为研究对象,每架飞机有2个机翼4梁,接头下耳片螺栓孔为关键危险部位,应力区只有1个,从而构成细节数为200的耐久性细节群。其载荷谱最大应力为 $\sigma_{\max} = 312.9\text{MPa}$,取可靠度 $R = 0.95$,参照一般环境下的损伤度要求,歼8型飞机允许损伤度 $[L_R] = 3$,歼8II型飞机允许损伤度 $[L_R] = 5$ 。需要说明的是,4梁耳片有相当大的应力梯度,模拟试验相当复杂,从而在研究腐蚀对寿命影响时采用了简单试件,该试件不宜直接用于定寿,本节进行耐久性分析时,主要分析腐蚀对经济寿命的影响,给出经济寿命影响系数,该系数与允许裂纹超越数无关,从而所取允许裂纹超越数与一般环境下不一致,从计算的简单性出发,取 $[L_R] = 1$ 。

(2) 相关参数

① 材料常数

歼8系列飞机机翼4梁材料为LC4CS, $\sigma_s = 482.7\text{MPa}$,材料 $p-S-N$ 曲线相关参数为 $R^* = 0.2$; $A = 530.8$; $\alpha = 0.5345$ 。

② 裂纹萌生 N_p-T 曲线测定

4.3.1.1采用歼8系列飞机机翼4梁模拟试件,进行了6组预腐蚀疲劳试验,得到相关参数,可以确定 $N_{50}-T$ 曲线如下

$$N_{50} = 8685(1.0 - 0.027128 \times T^{0.662039})$$

取对数疲劳寿命标准差 $\sigma_0 = 0.2$,则 N_p-T 曲线如下

$$N_p = \frac{8685}{10^{(0.2u_p)}}(1.0 - 0.027128 \times T^{0.662039})$$

式中: u_p ——可靠度 P 对应的标准正态分位点。

③ 空中环境腐蚀影响系数

取 $K = 0.953$ 。

(3) 应力谱

采用4.3.1.1中给出的歼8系列飞机机翼4梁关键部位的名义应力谱。

4.3.5.3 经济寿命预测结果

根据歼8系列飞机以往年飞行强度的统计和今后可能达到的年飞行强度,取年飞行强度(YFH)为50、80、100和120飞行小时;按参考文献[4-2]第8章给出的腐蚀条件下裂纹萌生方法进行耐久性分析和评定,计算对应的经济寿命影响系数,其结论见表4-17。

表4-17 歼8系列飞机机翼4梁耐久性分析结果

YFH(飞行小时)	N^* (飞行小时)	N_c (飞行小时)	M
50	2125	1690	0.79
80		1760	0.83
100		1800	0.84
120		1840	0.86

4.3.6 腐蚀条件下疲劳寿命评定结论

对比表4-14和表4-16、表4-17中 $N^* = 2200$ 飞行小时的 M 值,表4-14和表4-17结果基本一致,而表4-16给出的腐蚀条件下疲劳寿命估算结果给出的 M 值最小,但由于疲劳寿命估算时,4梁耳片地面停放后疲劳缺口系数是依据歼8系列飞机类似机种——歼7Ⅱ型飞机机翼70隔板的预腐蚀寿命变化规律建立的,因此所得结果不宜作为最后的疲劳寿命评定结论。参照1.2.2.2(5),取4.3.3中给出的结论为腐蚀条件下疲劳寿命评定结论。不同年飞行强度对应的腐蚀影响系数见表4-18,同时给出歼8系列飞机机翼4梁腐蚀条件下的疲劳寿命评定结论。

表4-18 歼8系列飞机机翼4梁疲劳寿命评定结论

YFH(飞行小时)	N^* (飞行小时)	1200	2200	1000
50	N_c (飞行小时)	1004	1726	849
	M	0.84	0.78	0.85
80	N_c (飞行小时)	1039	1818	875
	M	0.87	0.83	0.88
100	N_c (飞行小时)	1053	1857	885
	M	0.88	0.84	0.89
120	N_c (飞行小时)	1063	1880	893
	M	0.89	0.85	0.89

4.4 日历寿命体系评定

4.4.1 歼8Ⅱ型飞机机翼4梁日历寿命体系评定

歼8Ⅱ型飞机机翼4梁的日历寿命体系评定结果归纳如下。

① 年飞行强度 $YFH < 65$ 飞行小时时, 首翻期为10年, 第2次大修为19年, 总寿命为28年。全部取决于使用年限, 即使用寿命由日历寿命控制, 而且在首翻与第2次大修时只对机翼4梁耳片部位进行检查和腐蚀修理, 除个别情况出现裂纹而予以必要的修理外, 一般不需要进行裂纹修理。

② YFH 在 $65 \sim 100$ 飞行小时范围内, 可取首翻期为10年, 第2次大修为19年, 总寿命为28年。使用寿命由日历寿命(使用年限)控制, 在首翻时只对机翼4梁耳片部位进行检查和腐蚀修理, 第2次大修时进行腐蚀修理和裂纹修理。

③ $YFH > 100$ 飞行小时时, 首翻期为1000飞行小时, 第2次大修为1900飞行小时, 总寿命为2800飞行小时。使用寿命主要由疲劳寿命(飞行小时数)控制, 首翻时对机翼4梁耳片部位进行检查和腐蚀修理, 第2次大修时进行腐蚀修理和裂纹修理。

4.4.2 歼8白天型和歼8Ⅰ型飞机机翼4梁日历寿命体系评定

歼8白天型和歼8Ⅰ型飞机机翼4梁的日历寿命体系评定结果归纳如下。

① 年飞行强度 $YFH < 70$ 飞行小时时, 首翻期为10年, 第2次大修为18年, 总寿命为26年。全部取决于使用年限, 即使用寿命由日历寿命控制, 而且在首翻与第2次大修时只对机翼4梁耳片部位进行检查和腐蚀修理, 除个别情况出现裂纹而予以必要的修理外, 一般不需要进行修理。

② YFH 在 $70 \sim 105$ 飞行小时范围内, 可取首翻期为10年, 第2次大修为18年, 总寿命为26年。使用寿命由日历寿命(使用年限)控制, 在首翻时只对机翼4梁耳片部位进行检查和腐蚀修理, 但第2次大修时要对耳片部位进行裂纹腐蚀修理与腐蚀修理。

③ $YFH > 105$ 飞行小时时, 首翻期为1000飞行小时, 第2次大修为1800飞行小时, 总寿命为2600飞行小时。使用寿命主要由疲劳寿命(飞行小时数)控制, 首翻时对机翼4梁耳片部位进行检查和腐蚀修理, 第2次大修时进行裂纹修理与腐蚀修理。

4.4.3 修理方法

机翼4梁疲劳关键部位的修理包括裂纹修理与腐蚀修理, 裂纹修理为按一般环境下疲劳定寿结论给出的修理方法; 腐蚀修理为除去蚀点、蚀坑及锈斑, 涂漆, 等等。详见参考文献[4-8]。

参 考 文 献

- [4-1] 段成美等. 海军飞机地面停放环境谱. 海军航空技术学院技术报告, 1995
- [4-2] 刘文珽, 李玉海等. 飞机结构日历寿命体系评定技术. 北京: 航空工业出版社, 2004
- [4-3] 陈跃良等. 海军飞机环境谱加速腐蚀当量折算研究. 海军航空技术学院技术报告, 1995
- [4-4] 蒋祖国等. 飞机结构腐蚀疲劳. 北京: 航空工业出版社, 1992
- [4-5] 吴德锋等. 歼8Ⅱ型飞机机翼4梁耳片日历寿命评定应力谱. 第六〇一研究所技术报告, J8Ⅱ-03-3140A, 2003
- [4-6] 赵名洋. 应变疲劳分析手册. 北京: 科学出版社, 1981
- [4-7] 高志成, 李锦华. 歼7Ⅱ型飞机疲劳载荷谱编制. 成都飞机公司设计所技术报告, 1986
- [4-8] 姜军等. 歼8系列飞机结构维护修理大纲. 第六〇一研究所技术报告, 2004

第5章 歼8白天型与歼8I型飞机机身 42框横梁的日历寿命体系评定

5.1 引论

5.1.1 结构形式与关键危险部位概述

5.1.1.1 结构形式

歼8白天型与歼8I型飞机机身42框为机翼主梁交点框，此框由上、下半框和两个横梁组成，如图5-1所示。上、下半框截面和左、右横梁截面呈工字形，由模压锻件经机械加工制成。上、下半框与左、右横梁分别用3个直径为22mm和1个直径为28mm的螺栓连接。左、右横梁接头耳片（双耳）与机翼主梁根部耳片（单耳）分别用2个直径为40mm的螺栓连接。在 A'_{du} 情况下，42框承受机翼载荷的76%，它是特别重要的承力加强框。

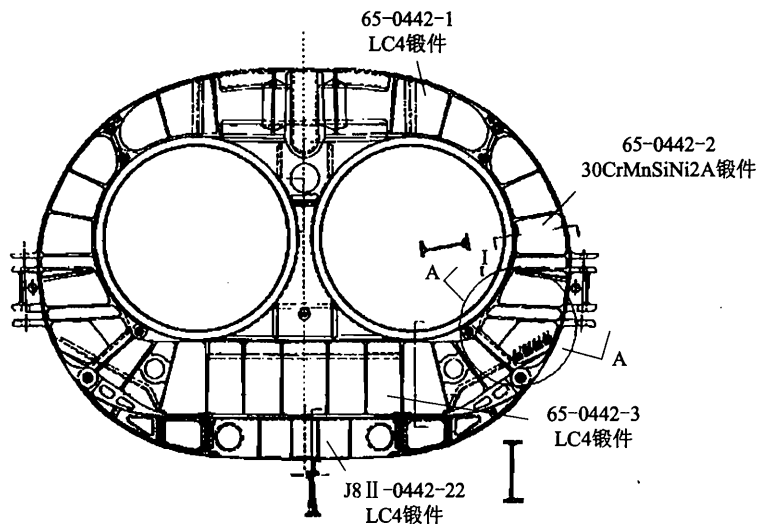


图 5-1 42 框结构图

42框横梁外形按飞机理论外缘和进气道理论外缘确定，由30CrMnSiNi2A模压锻件经机械加工制成，截面呈工字形。内缘条宽度为75~100mm，厚度为6.5~10mm；腹板厚度为3.5~12mm；外缘条宽度为80~110mm，厚度为6~15mm。疲劳危险截面如图5-2

所示。出厂时磷化后涂 H06-2 铁红色底漆, 再涂 H04-2 钢灰色磁漆。

5.1.1.2 关键危险部位

① 42 框横梁有限元应力分析结果表明, 横梁高应力区有 4 个区: 第 1 区为上接头两耳片之间部分, 第 2 区为上接头和下接头两耳片之间部分, 第 3 区为下接头两耳片之间部分, 第 4 区为下接头下耳片的下边部分。前面 3 个区应力水平较高, 第 4 区应力水平最高, 并且该区有 1 排 8 个直径为 3.6mm 的铆钉孔, 尤其第 1~3 铆钉孔应力最为严重。孔的位置如图 5-2 所示。

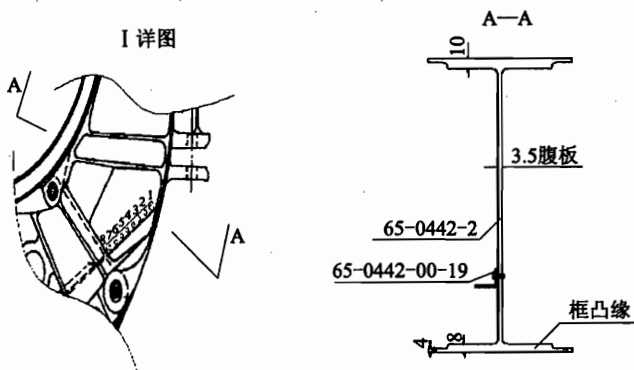


图 5-2 关键部位详图

② 全机疲劳试验至 5600 飞行小时, 横梁左件疲劳断裂, 裂纹起源于直径为 3.6mm 的铆钉孔边。裂纹与铆钉轴线夹角为 81° , 裂纹从裂纹源向内加强筋及向外框缘扩展, 总裂纹长度为 80.6mm。横梁右件也产生裂纹, 裂纹源的位置、裂纹扩展方向与左件完全一致, 总裂纹长度为 20mm。

③ 横梁破坏原因除该孔处应力偏高外, 未考虑抗疲劳设计而直接钻孔是另一个重要原因。为解决这一问题, 对该孔采用了扩孔、冷挤压强化修理。又对 5 件全尺寸横梁进行了疲劳试验验证。其中 2 件为探索件, 为探索横梁的破坏模式及裂纹形成寿命水平。第 1 件试验至 4352 飞行小时, 第 1 铆钉孔下方开裂 2.5mm。第 2 件试验至 3616 飞行小时, 第 1 铆钉孔上方开裂 0.8mm。两件横梁破坏模式与全机疲劳试验中的横梁破坏模式相同, 破坏时间相近, 裂纹走向一致; 对横梁第 1、2、3 铆钉孔 2 次扩孔、挤压强化修理后, 孔边产生的残余压应力抵消或延缓了孔边周围的拉应力, 使横梁具有相当长的裂纹形成寿命和裂纹扩展寿命, 达到了该机使用寿命指标。

④ 由此确定, 歼 8 白天型、歼 8 I 型飞机机身 42 框横梁的关键部位为横梁下接头耳片下部的腹板上靠外框缘的第 1 铆钉孔。

5.1.2 关键部位的腐蚀源与腐蚀形式

5.1.2.1 腐蚀源

① 42 框处于 6 号燃油箱和发动机舱内, 横梁接头耳片与主梁根部接头耳片使用环境相同。6 号侧油箱底板角材与横梁下接头耳片下面的腹板 (3.5mm) 用 8 个 $H3.5 \times 10$

GB1011LY10 铆钉连接,第1铆钉孔为疲劳危险部位。该部位为6号侧油箱底板,从6号上油箱口盖铰链连接处流进的水(雨水、飞机维护清洗剂),存积在油箱底板处,通过角材上铆钉与铆钉孔间隙渗透到横梁腹板上。

② 框后蒙皮对缝处进入的潮湿空气及机身侧、下部口盖打开时(口盖上装有快卸锁,供维护发动机使用)进入的含盐、酸成分的潮湿空气,有大部分进入到横梁下耳片根部腹板第1铆钉部位。

③ 待机时,框前有油箱增压,框后发动机舱处于当地气压。飞机飞行时,随着飞行姿态的不同,油箱舱的压力和发动机舱冷却风道压力发生变化,框前框后压力及温度不等。

④ 空中飞行及地面发动机开车时,发动机舱温度为 $100\sim 150^{\circ}\text{C}$,能将潮湿空气吹(烤)干,框后腐蚀环境轻于框前。

⑤ 框前油箱底板处积水,长期处于湿热环境。油箱舱内的温度、湿度难以测量,所以将油箱舱内进来的雨水作用时间增大1倍来考虑油箱舱内的局部潮湿空气环境。

综上所述,42框横梁疲劳薄弱环节部位主要腐蚀因素为雨水及含酸性气体的潮湿空气。

5.1.2.2 腐蚀损伤形式

对外场和大修厂使用一定年限的歼8系列飞机腐蚀情况的检查表明,机身42框横梁铆钉孔的主要腐蚀形式是钉头锈蚀、边缘涂层起泡。

5.1.3 关于日历寿命评定技术途径的两点说明

① 由于歼8白天型与歼8I型飞机出厂时42框横梁关键部位为铆钉连接孔,其工艺状态为钻孔,而首翻和第2次修理时改用螺栓连接,孔的工艺状态为铰孔+挤压强化。连接状态的不同导致关键部位受腐蚀影响不同。因此,首翻前、后关键部位应视为不同的细节,其腐蚀影响(地面停放与空中飞行环境)均有所不同,必须分别对首翻期、修理间隔和第2次大修至总寿命间隔(剩余寿命)进行腐蚀修正。首翻期修正所用地面停放预腐蚀修正曲线(C-T曲线)及空中腐蚀影响系数K值由铆接试件测定,而首翻后所用C-T曲线与K值则应由螺接试件测定。考虑到42框横梁材料与机翼主梁相同,厚度与主梁下凸缘相差不多,首翻后的连接形式与主梁相同,而涂层防护体系与主梁基本一致,故首翻后C-T曲线与K值采用歼8白天型、歼8I型飞机机翼主梁的C-T曲线和K值。

② 歼8型飞机已服役多年,大部分飞机已进行过首翻,因此,在对未首翻飞机42框横梁进行日历寿命体系评定的同时,应对已首翻飞机的42框横梁进行日历寿命体系评定,给出第2次大修与首翻后总寿命。

5.1.4 关于日历寿命体系评定的说明

参考2.3.3,内陆地区腐蚀环境对42框横梁的影响可以忽略,其寿命结论与一般环境

下的定寿结论相同。本章中42框横梁日历寿命体系的评定主要针对沿海地区使用的飞机,如不加特殊说明,以下内容均指沿海地区。

5.2 局部环境谱、加速试验环境谱与当量加速关系

5.2.1 42框横梁局部环境谱

(1) 结构部位腐蚀环境分析

歼8系列飞机42框横梁为30CrMnSiNi2A模锻件,是机身结构特别重要的受力构件,横梁的上部用2个直径为22mm的螺栓与上半框连接,横梁的下部用1个直径为22mm和1个直径为28mm的螺栓与下半框连接,横梁接头耳片与机翼主梁接头耳片用2个直径为40mm的螺栓连接,6号侧油箱底板角材与横梁下耳片下部腹板(厚度为3.5mm)用8个H3.5×10 GB1011LY10铆钉连接,靠近下耳片根部三角区内框下腹板上第1个铆钉孔为疲劳危险部位。该部位前框前为6号侧油箱,从机身上壁油箱口盖铰链缝隙进入的水,沉积在油箱底板处;框后蒙皮对缝处进入的潮湿空气及机身侧、下部口盖打开时进入的含盐、酸成分的潮湿空气,有大部分进入到横梁下耳片根部腹板第1铆钉部位。但是空中飞行及地面发动机开车时温度为100~150℃,能将潮湿空气吹(烤)干,框后腐蚀轻于框前。因此,框前油箱底板处积水,长期处于湿热状态,致使潮湿空气直接达到铆钉孔部位。

(2) 局部环境谱

根据以上分析,框前油箱区积水造成的腐蚀环境比框后进入的潮湿空气产生的腐蚀环境严重,而且通过5件横梁疲劳试验发现,横梁腹板第1铆钉孔疲劳裂纹起源于框前。因此,按框前环境研究其日历寿命。考虑到油箱舱内积水及潮湿空气作用时间长,湿度较大,而油箱舱内的温度、湿度难以测量,所以,把机身上侧部进来的雨水作用时间增加1倍来考虑油箱舱内的局部潮湿空气环境。歼8系列飞机典型机场地面环境谱中雨谱构成及横梁下耳片根部三角区铆钉孔潮湿空气作用时间见表5-1(见参考文献[5-5])。

表5-1 飞机地面停放雨谱及横梁下耳片根部三角区铆钉孔潮湿空气作用时间(1年)

温度(℃)	5	10	15	20	25	30	总作用 时间Σ(h)
累积雨谱(h)	110.2	54.4	61.7	103.3	113.3	5.6	448.5
作用时间(h)	220.4	108.8	123.4	206.6	226.6	11.2	897.0

油箱底板与横梁下腹板间的相对湿度应为75%~90%,6号侧油箱始终处于满油状态,油箱舱内积水不易蒸发,因此,取油箱舱内的相对湿度为 $RH \geq 90\%$,表5-2给出了横梁下耳片根部三角区铆钉孔局部环境谱。

表 5-2 歼8白天型、歼8I型飞机机身42框横梁下耳片根部三角区铆钉孔局部环境谱(1年)

温度(℃)	5	10	15	20	25	30
RH≥90%的潮湿 空气作用时间(h)	220.4	108.8	123.4	206.6	226.6	11.2

5.2.2 地面停放加速试验环境谱

5.2.2.1 地面停放加速试验环境谱

采用 1.2.2.1 中给出的典型疲劳关键件周期浸润加速试验环境谱。其构成如下。

① 酸性 NaCl 溶液浸润: 5% NaCl 溶液中加入少量稀 H_2SO_4 , 使 $pH = 4 \sim 4.5$, 溶液温度为 $40 \pm 2^\circ C$;

② 在 $40^\circ C$ 温度和 $95\% \pm 5\%$ 相对湿度的潮湿空气中, 用远红外线灯照射烘干试件, 调节远红外线灯的位置与功率, 使试件在临近浸入溶液前可被烘干。

一个加速谱周期为 30min, 其中浸泡 7.5min, 溶液外烘烤 22.5min。

在模拟试件进行加速腐蚀试验前, 应在 $-50^\circ C$ 低温下施加不低于疲劳载荷谱中最大应力对应载荷的预拉伸。

5.2.2.2 加速试验环境谱的有效性与可行性检验

将 42 框横梁模拟试件按上述加速试验环境谱分别进行了 50、80、120、150h 的预腐蚀试验, 观察试件发生的腐蚀形式为铆钉孔周围及表面腐蚀。结果表明, 加速腐蚀试验产生的试件腐蚀形式再现了外场歼 8 白天型飞机 42 框横梁铆钉部位的腐蚀形式, 表明所编制的加速试验环境谱有效可行。

5.2.3 加速腐蚀当量关系

5.2.3.1 当量折算法评估结果

当量折算法的原理见 1.2.2.1。

(1) 折算系数

歼 8 白天型与歼 8 I 型机身机 42 框横梁为 30CrMnSiNi2A, 与歼 8 系列飞机机翼主梁相同, 因此, 所用的有关折算系数与 3.2.3.1 中表 3-4、表 3-5、表 3-6 相同。

(2) 加速试验环境与水(标准潮湿空气)的当量关系

折算方法同 3.2.3.1 中(2), 5% NaCl 溶液的折算系数 $\alpha_1 = 0.314$, $pH = 4$ 的 H_2SO_4 溶液的折算系数 $\alpha_2 = 0.152$, 加速环境综合折算系数 $\beta^* = 0.1024$ 。即对应着加速试验环境谱作用 1h 相当于标准潮湿空气作用 $t_1 = 9.8h$ 。

(3) 地面停放局部环境谱与标准潮湿空气的当量折算

通过表 3-4, 将表 5-2 中各温度下 $RH = 90\%$ 的潮湿空气作用时间折算到 $T = 40^\circ C$, 得到每年地面停放局部环境谱作用所相当的标准潮湿空气作用时间为

$$t_2 = (220.4 + 108.8 + 123.4 + 206.6) \times 0.05840 \\ + 226.6 \times 0.2292 + 11.2 \times 0.4065 = 94.96(\text{h})$$

(4) 加速试验环境谱与地面停放环境间的当量加速关系

$$\text{折算系数 } \alpha = \frac{t_2}{t_1} = \frac{94.96}{9.8} = 9.72 \approx 10.0 \text{ (小时/年)}; \text{加速系数 } \beta = \frac{t_1}{t_2} = 0.10 \text{ (年/小时)}$$

时), 即加速试验环境谱作用 10 小时相当于地面停放 1 年。

5.2.3.2 用腐蚀程度对比法确定当量加速关系

(1) 模拟试件加速腐蚀试验结果

将 A、B、C、E 共 4 组歼 8 白天型飞机 42 框横梁模拟试件 (每组 6 件) 按照 3.2.2.1 所给出的加速试验环境谱进行了 50、80、120 和 150h 的预腐蚀加速环境试验。各组试件的腐蚀情况如下。

① A 组 6 根试件腐蚀 50h 后取出, 清洗后烘干。试件表面涂层光泽度有所下降, 出现起泡现象。由于腐蚀时间短, 起泡尺寸小。个别试件工作段部分有少量针点状黄色腐蚀, 试件工作段连接件处的 3 个铆钉头光泽度有所下降, 腐蚀情况如图 5-3 所示。

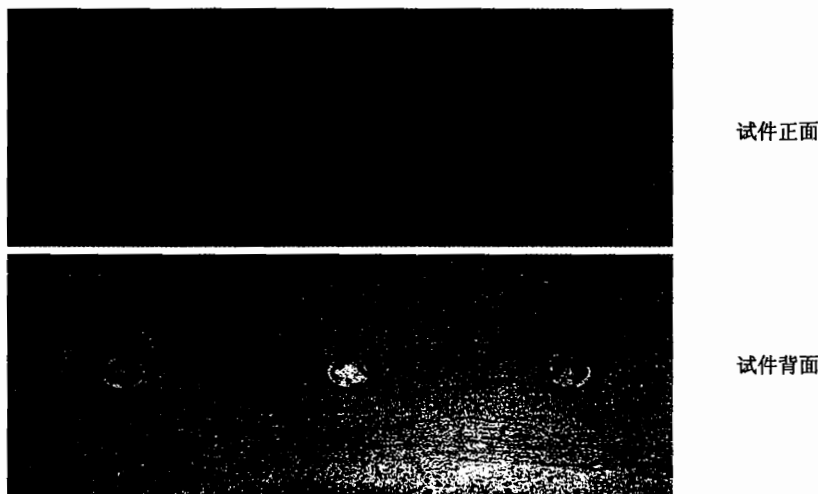


图 5-3 42 框横梁模拟试件加速腐蚀 50h 后的腐蚀情况

② B 组 6 根试件腐蚀 80h 后取出, 清洗后擦干。试件表面涂层光泽度下降, 出现明显起泡现象, 起泡尺寸增大, 密度增加。试件工作段部分有少量针点状黄色腐蚀, 部分呈红色, 个别试件工作段出现大面积浅黄色, 有的试件连接件处 3 个铆钉头也出现浅黄色。3 个铆钉头因腐蚀而光泽度有所下降, 部分有腐蚀坑。腐蚀情况如图 5-4 所示。

③ C 组 6 根试件腐蚀 120h 后取出, 清洗后擦干。试件表面涂层光泽度明显下降, 整个试件表面呈黄色, 局部黄色较深, 特别是试件连接件处的 3 个铆钉头周围。铆钉头附近为起泡聚集区。铆钉头有明显的腐蚀坑, 腐蚀面积比较大。腐蚀情况如图 5-5 所示。

④ E 组 6 根试件腐蚀 150h 后取出, 清洗后擦干。试件表面涂层光泽度明显下降, 几乎整个试件表面都泛起一层小泡, 试件工作段起泡现象更明显, 部分试件连接件附近鼓起一个完整的大泡。连接件上涂层严重脱漆, 涂层下基体也有明显腐蚀。试件试验段腐蚀情况如图 5-6 所示。

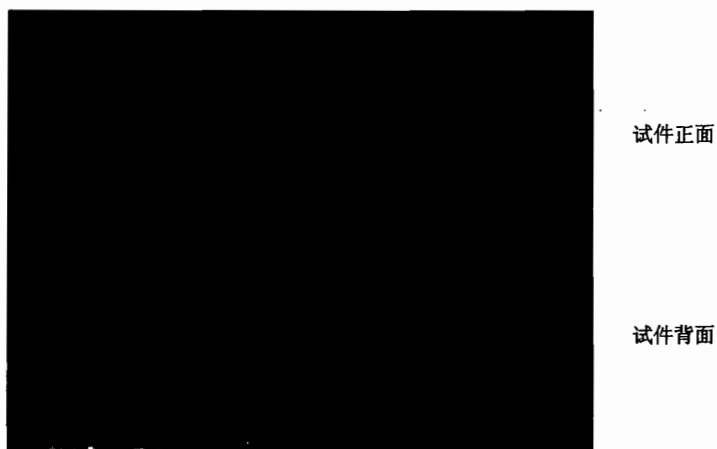


图 5-4 42 框横梁模拟试件加速腐蚀 80h 后的腐蚀情况

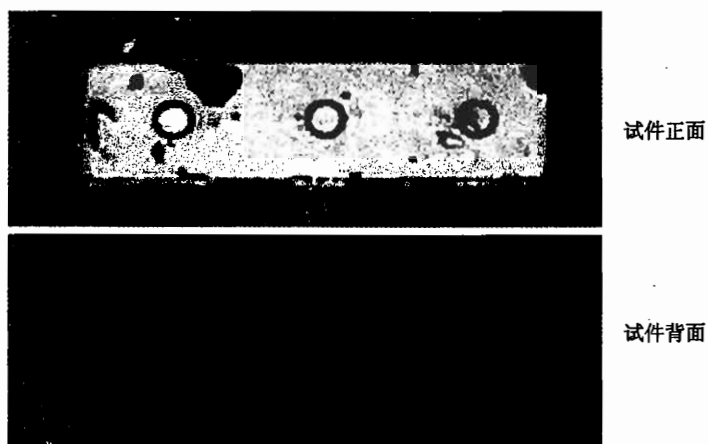


图 5-5 42 框横梁模拟试件加速腐蚀 120h 后的腐蚀情况

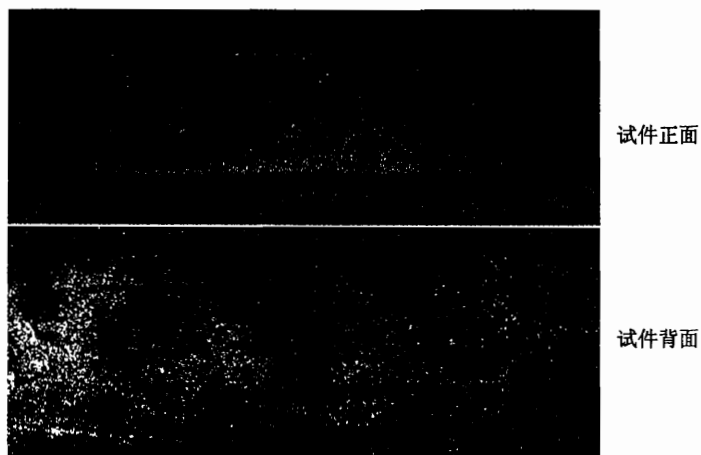


图 5-6 42 框横梁模拟试件加速腐蚀 150h 后的腐蚀情况

(2) 42框横梁铆钉部位实际腐蚀情况的检查结果与试件加速腐蚀程度的对比

① 由于无法在外场检查飞机的42框横梁腐蚀情况,只能对进厂大修的飞机实施42框横梁铆钉部位的腐蚀检查。沈阳飞机设计研究所对9架大修的歼8白天型飞机42框横梁铆钉部位的检查结果列入表5-3。

表5-3 9架大修飞机42框横梁腐蚀检查结果

序 号	使用年限(年)	42框横梁腐蚀情况
1	8	铆钉周围轻微腐蚀
2	11	铆钉周围腐蚀
3	11	铆钉周围轻微腐蚀
4	11	铆钉周围腐蚀
5	11	无明显腐蚀
6	11	铆钉周围腐蚀
7	12	铆钉周围有轻微、少量腐蚀产物
8	12	铆钉周围有少量腐蚀产物
9	12	铆钉周围有少量腐蚀产物

② 将上述9架飞机的42框横梁铆钉周围的腐蚀情况与加速腐蚀50、80、120和150h的试件腐蚀情况加以对比,表5-3中第5号飞机的42框横梁腐蚀情况最轻,其腐蚀程度比加速腐蚀50h的试件稍弱,其他飞机的腐蚀情况与加速腐蚀80h的试件大体相当,但仍不及加速腐蚀120h和150h试件的腐蚀程度。

(3) 腐蚀程度对比法确定的当量加速关系

结合以上对比分析结果,以实际结构最严重的腐蚀程度为依据,保守地取加速腐蚀120小时相当于地面停放12年,即加速谱作用10小时当量为地面停放1年,对应 $\alpha = 10$, $\beta = 0.1$ 。

5.2.3.3 当量加速关系的综合确定

综合当量折算法和腐蚀程度对比法的结果,取加速试验环境谱作用10小时相当于地面停放1年,折算系数 $\alpha = 10$ (小时/年);加速系数 $\beta = 0.1$ (年/小时)。即有 $T(\text{年}) = 0.1t$ (小时); $t(\text{小时}) = 10T(\text{年})$ 。

5.2.4 空中环境谱分析与工程简化

分析结果表明,42框横梁空中局部环境与机翼主梁空中环境基本相同,从而采用相同的当量空中局部环境谱,参考3.2.4,其具体构成为:室温大气87.5%,潮湿空气($RH > 90\%$)10%,3.5%的NaCl盐雾1.25%和3.5%的NaCl盐雾+SO₂(酸性盐雾)1.25%。

5.3 腐蚀条件下的疲劳寿命评定

5.3.1 铆钉连接状态地面停放腐蚀修正系数曲线 (C—T 曲线) 的测定

5.3.1.1 试验概述

(1) 试件

采用歼8型飞机42框横梁关键危险部位——下耳片根部三角区腹板铆钉孔部位的含防护涂层的模拟试件, 试件材料为30CrMnSiNi2A锻件, 形式为含有3个 $\phi 6$ 铆钉孔的拉伸试件, 厚度为4mm, 工作段宽度为36mm, 工作段附有1mm厚的LY12铝片, 用铆钉通过3个孔予以连接。试件的防护体系为磷化后涂H06-2铁红色底漆, 再涂H04-2钢灰色磁漆。试件的材料状态, 连接形式, 孔径、边距、厚度等几何尺寸, 加工工艺, 受载形式, 以及防护体系涂层, 等等, 均很好地模拟了42框横梁下耳片根部三角区腹板铆钉孔的真实情况。试件示意图如图5-7所示。

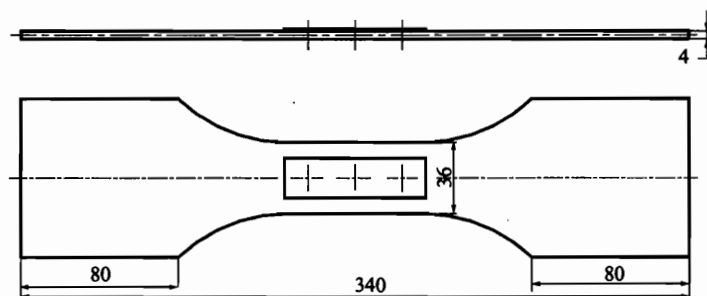


图 5-7 歼8白天型飞机42框横梁试件示意图

(2) 加速试验环境谱

采用5.2.2.1给出的周期浸润加速试验环境谱。试验前的预拉伸载荷取疲劳载荷谱中的最大载荷。

(3) 试验载荷谱

歼8白天型飞机42框横梁随机谱采用参考文献[5-8]提供的歼8白天型飞机日历寿命试验用42框横梁应力谱。一个基本周期包含15个任务剖面, 114个飞行起落, 7种载荷状态, 1229次载荷循环相当于83.7飞行小时。采用15个典型起落实测得到的实际载荷历程作为试验加载历程, 一次飞行中各级过载出现顺序按实测的各级过载实际出现顺序排列。由于非对称状态的存在, 实际上是以167.4飞行小时构成一个循环周期, 并需要每施加1个加载循环后施加1次6g DYD情况载荷, 每施加12个加载循环后, 施加1次7g DYD情况载荷, 当施加7g载荷时不施加6g载荷。编谱时对动作状态FDYX、FDYDH和FDK作以下规定: 第1个谱块均选用“上”, 第2个谱块则选用“下”, 以后依次循环。应力单位为MPa。试验载荷谱由上述应力谱中的峰值乘乘以试件试验段的实际截面积(厚度与宽度取实测值)得到, 载荷单位为kN。

(4) 试验装置和试验条件

① 加速腐蚀试验装置

加速腐蚀试验在原空军第一研究所的 ZJF-75F 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, 试验温度为 $40 \pm 2^\circ\text{C}$, 试验湿度范围为 $95\% \pm 5\%$, 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 5-8 所示。



图 5-8 ZJF-75F 周期浸润腐蚀试验箱

② 疲劳试验装置

疲劳试验在原空军第一研究所的 MTS810-500kN 疲劳试验机上进行。该试验机由中国航天科技集团公司第一计量测试研究所定期标定。静载最大相对误差小于 0.5%, 动载最大相对误差小于 1%。

疲劳试验在室温大气下进行, 频率为 10Hz。试验装置如图 5-9 所示。

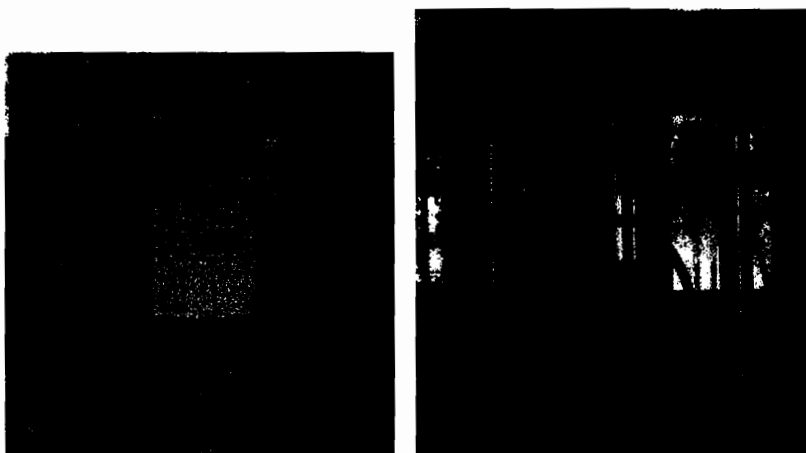


图 5-9 MTS810-500kN 疲劳试验机

(5) 试验过程

取 4 组 42 框横梁试件, 分别进行相当于 0、5、12 和 15 年加速腐蚀后再进行疲劳试验。通过对腐蚀后疲劳寿命的对比分析, 发现加速腐蚀对疲劳寿命没有明显影响。为了进一步验证该结果的可靠性, 将试验内容进行调整。具体情况为: 将原始状态 (0 年) 试件增加到 15 件; 补充 1 组相当于外场 30 年的试验, 该组试件为 17 件。试验条件不变。

具体试验过程如下。

① 加速腐蚀试验前,取疲劳载荷谱中最大应力 $\sigma_{\max} = 746.9\text{MPa}$,按试件试验段实际截面积(厚度与宽度取实测值)计算出试验载荷,在室温大气下进行2次预拉伸。预拉伸试验采用MTS810-500kN疲劳试验机进行。

② 预拉伸后采用无水酒精清洗试件表面油污,然后用蒸馏水进行清洗,烘干。

③ 分组进行50、80、120、150、300h加速腐蚀试验。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,且试件考核面向上,直接接受远红外线烤灯照射。每96h更换溶液1次。

④ 腐蚀试验结束后,马上用去离子水对试件进行清洗,烘干。按参考文献[5-8]中给出的应力谱进行疲劳试验,试验做至试件断裂。试验过程中对试件腐蚀情况进行观察和记录。其中,加速腐蚀试验过程如图5-10所示。



图5-10 42框横梁加速腐蚀过程

5.3.1.2 试验结果

(1) 试件腐蚀情况

加速腐蚀不同周期试件腐蚀情况分别见表5-4和图5-11~图5-16。

表5-4 42框横梁试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况记录

腐蚀时间 (h)	腐 蚀 情 况
0	铆钉表面有光泽,钉头表面涂层完好
50	试件表面涂层光泽度下降,出现起泡现象,由于腐蚀时间短,起泡尺寸小。个别试件工作段部分有少量针点状黄色腐蚀,试件工作段连接件处的3个铆钉头光泽度有所下降
80	试件表面涂层光泽度下降,出现明显起泡现象,起泡尺寸增大,密度增加。试件工作段部分有少量针点状黄色腐蚀,部分呈红色,个别试件工作段出现大面积浅黄色,有的试件连接件处的3个铆钉头也出现浅黄色。3个铆钉头因腐蚀而光泽度有所下降,部分有腐蚀坑
120	试件表面涂层光泽度明显下降,整个试件表面呈黄色,局部黄色较深。特别是试件连接件处的3个铆钉头周围;铆钉头部位多为起泡聚集区。铆钉头上有明显的腐蚀坑,腐蚀面积较大
150	试件表面涂层光泽度明显下降,几乎整个试件表面都泛起一层小泡,特别是试件工作段起泡现象更明显,有的试件沿连接件周围鼓起一个完整的大泡。连接件上涂层严重脱漆,涂层下基体也有明显腐蚀。试件边缘部位有明显脱漆,起泡也比较大
300	整个试件表面呈深灰色,有一层黄色锈蚀。试件和LY12铝合金连接件处的3个铆钉周围有少量腐蚀产物痕迹,连接件表面黄色涂层严重脱落,涂层下铝合金基体腐蚀严重。鼓泡现象几乎遍布整个试件表面,铆钉头上腐蚀坑向四周及深处扩展

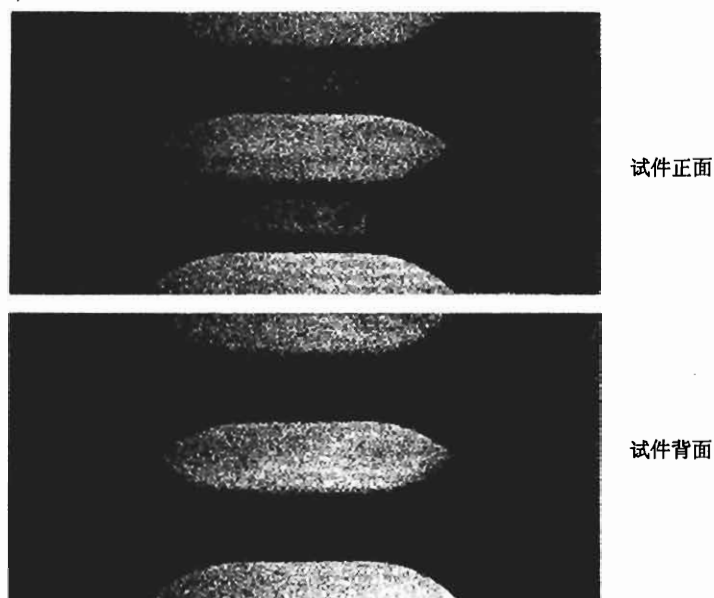


图 5-11 42 框横梁试件未加速腐蚀时的表面形貌

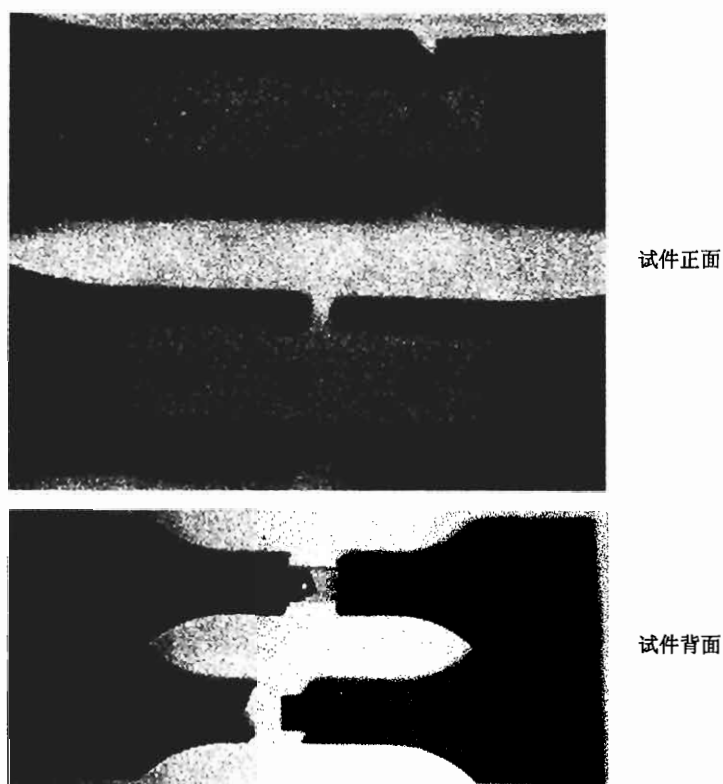


图 5-12 42 框横梁试件加速腐蚀 50h 后的表面形貌

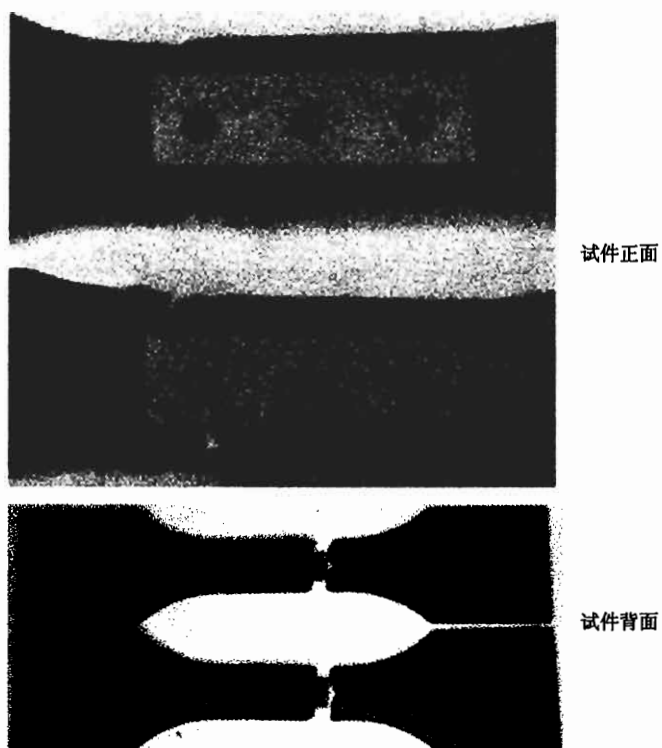


图 5-13 42 框横梁试件加速腐蚀 80h 后的表面形貌

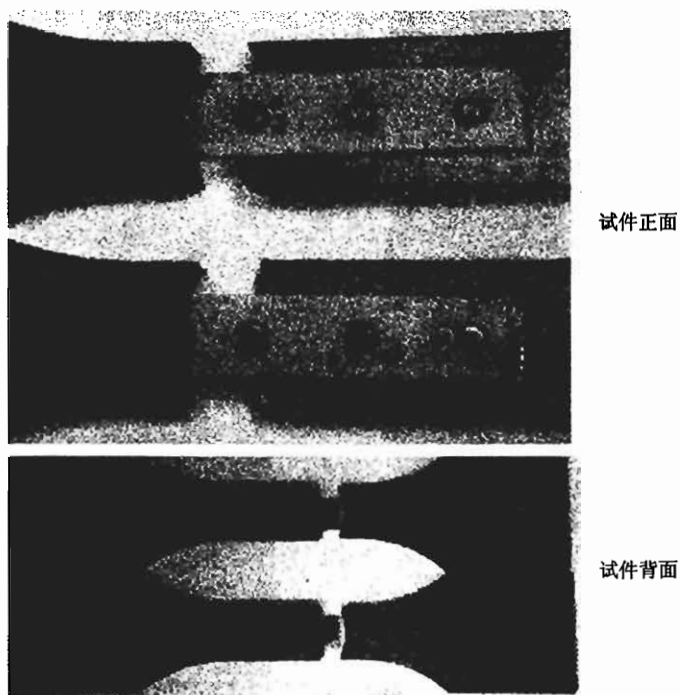


图 5-14 42 框横梁试件加速腐蚀 120h 后的表面形貌

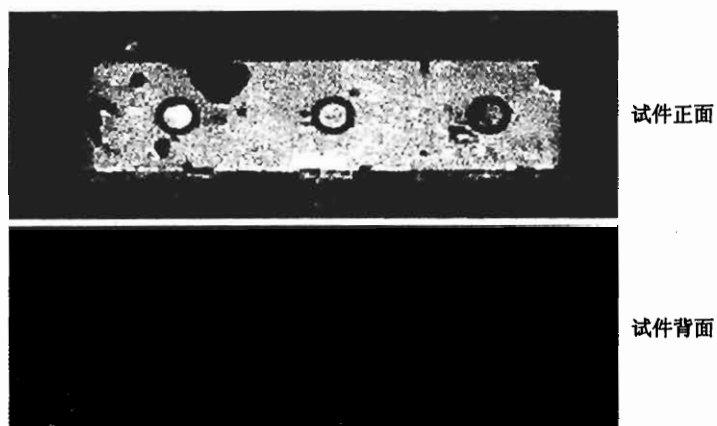


图 5-15 42 框横梁试件加速腐蚀 150h 后的表面形貌

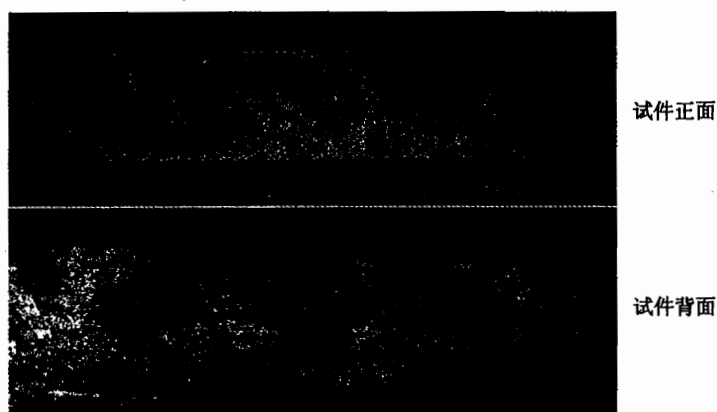


图 5-16 42 框横梁试件加速腐蚀 300h 后的腐蚀情况

疲劳试验后随机抽取了 1 根原始状态试件和 3 根加速腐蚀 300h 后的试件用扫描电镜进行了分析。结果表明, 4 根试件断口上均具有典型的疲劳特征; 疲劳裂纹均起源于铆钉孔内表面, 属于多源疲劳。原始状态和腐蚀 300h 后, 试件的断口特征基本相同, 虽然加速腐蚀 300h 后试件的源区局部颜色发黑, 但没有明显的腐蚀形貌特征。成分分析结果表明, 断口区没有明显的腐蚀介质, 铆钉孔内也未发现明显的腐蚀特征, 但钢表面具有明显的腐蚀。试件表面及断口形貌分别如图 5-17~图 5-21 所示。



图 5-17 加速腐蚀 300h 后试件断口



图 5-18 加速腐蚀 300h 后孔表面源区



图 5-19 加速腐蚀 300h 后孔内表面

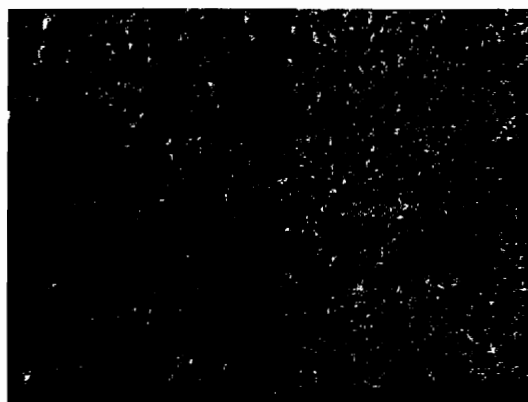


图 5-20 加速腐蚀 300h 后试件表面

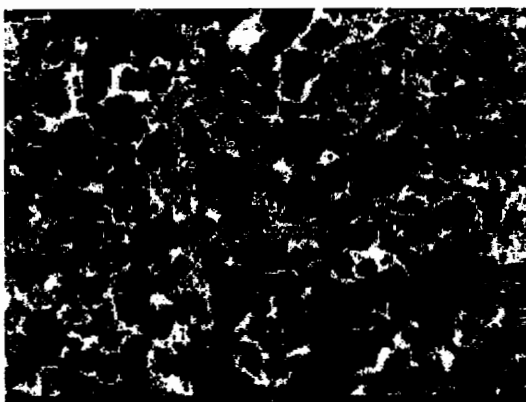


图 5-21 加速腐蚀 300h 后试件表面涂层失效情况

(2) 加速腐蚀后疲劳寿命

在上述环境谱和载荷谱下完成了 4 组试件的加速腐蚀和疲劳试验, 疲劳寿命见表 5-5。并假设其服从对数正态分布, 特征参数估计值一并列入表 5-5。

表 5-5 歼8白天型飞机42框横梁试件加速腐蚀后的疲劳寿命

试件编号		循环数	寿命(飞行小时)	统计处理结果
O 组 (原始状态)	O1	163676	11147.0	$n = 15$ $\bar{x} = 4.11855$ $N_{50} = 13138.5$ (飞行小时) $s = 0.07985$ $\frac{s}{\bar{x}} = 0.01939$
	O2	160999	10964.7	
	O3	207566	14136.1	
	O4	197531	13452.7	
	O5	159770	10881.0	
	O6	179307	12211.7	
	O7	182994	12462.7	
	O8	153498	10453.8	
	O9	244678	16663.6	

续表 5-5

试件编号		循环数	寿命(飞行小时)	统计处理结果
O组 (原始状态)	O10	160821	10952.6	$n = 15$ $\bar{x} = 4.11855$ $N_{50} = 13138.5$ (飞行小时) $s = 0.07985$ $\frac{s}{\bar{x}} = 0.01939$
	O11	238426	16237.8	
	O12	264108	17986.9	
	O13	233176	15880.3	
	O14	168480	11474.2	
	O15	225454	15354.4	
A组 (加速腐蚀 50h)	A1	155477	10588.63	$n = 4$ $\bar{x} = 4.08262$ $N_{50} = 12095.4$ (飞行小时) $s = 0.05753$ $\frac{s}{\bar{x}} = 0.01409$
	A2	162228	11048.8	
	A3	192826	13132.3	
	A4	204561	13931.5	
C组 (加速腐蚀 120h)	C1	196700	13396.09	$n = 6$ $\bar{x} = 4.08579$ $N_{50} = 12183.9$ (飞行小时) $s = 0.05742$ $\frac{s}{\bar{x}} = 0.01405$
	C2	168074	11446.54	
	C3	158541	10797.3	
	C4	183340	12486.21	
	C5	155956	10621.25	
	C6	218762	14898.6	
D组 (加速腐蚀 300h)	D1	192953	13140.9	$n = 17$ $\bar{x} = 4.11278$ $N_{50} = 12965.4$ (飞行小时) $s = 0.04955$ $\frac{s}{\bar{x}} = 0.01205$
	D2	208279	14184.7	
	D3	202102	13764.0	
	D4	158457	10791.6	
	D5	169602	11550.6	
	D6	158414	10788.7	
	D7	220209	14997.1	
	D8	185686	12646.0	
	D9	169475	11542.0	
	D10	195958	13345.6	
	D11	191042	13010.8	
	D12	185452	12630.1	
	D13	203332	13847.8	
	D14	216851	14768.5	
	D15	173289	11801.7	
	D16	187910	12797.5	
	D17	237270	16159.1	

5.3.1.3 试验结果的处理与分析

(1) 方差检验和均值检验

取显著度 $\alpha = 0.05$, 采用 F 检验法对上述加速腐蚀后疲劳寿命的对数方差进行齐性检验, 采用 t 检验法对对数中值进行检验, 具体过程如下。

① O组与A组

$$F = \frac{s_O^2}{s_A^2} = \frac{0.07985^2}{0.05753^2} = 1.9265 < F_{0.025}(14, 3) = 14.28$$

显然, 加速腐蚀 50h 后与未加速腐蚀试件对数疲劳寿命方差无明显差异。

$$|t| = \left| \frac{\bar{x}_O - \bar{x}_A}{\sqrt{\frac{(n_O - 1)s_O^2 + (n_A - 1)s_A^2}{n_O + n_A - 2}} \sqrt{\frac{1}{n_O} + \frac{1}{n_A}}} \right| = 0.8359 < t_{0.025}(17) = 2.1098$$

显然, 加速腐蚀 50h 后, 歼8型飞机42框横梁模拟件疲劳寿命与未加速腐蚀试件无显著差异。

② O组与C组

$$F = \frac{s_O^2}{s_C^2} = \frac{0.07985^2}{0.05742^2} = 1.9339 < F_{0.025}(14, 5) = 6.46$$

加速腐蚀 120h 后与未加速腐蚀试件对数疲劳寿命方差无明显差异。

$$|t| = \left| \frac{\bar{x}_O - \bar{x}_C}{\sqrt{\frac{(n_O - 1)s_O^2 + (n_C - 1)s_C^2}{n_O + n_C - 2}} \sqrt{\frac{1}{n_O} + \frac{1}{n_C}}} \right| = 0.9091 < t_{0.025}(19) = 2.0930$$

加速腐蚀 120h 后, 歼8型飞机42框横梁模拟件疲劳寿命与未加速腐蚀试件无显著差异。

③ O组与D组

$$F = \frac{s_O^2}{s_D^2} = \frac{0.07985^2}{0.04955^2} = 2.5969 < F_{0.025}(14, 16) = 2.82$$

加速腐蚀 300h 后与未加速腐蚀试件对数疲劳寿命方差无明显差异。

$$|t| = \left| \frac{\bar{x}_O - \bar{x}_D}{\sqrt{\frac{(n_O - 1)s_O^2 + (n_D - 1)s_D^2}{n_O + n_D - 2}} \sqrt{\frac{1}{n_O} + \frac{1}{n_D}}} \right| = 0.2488 < t_{0.025}(30) = 2.04$$

加速腐蚀 300h 后, 歼8型飞机42框横梁模拟件疲劳寿命与未加速腐蚀试件无显著差异。

(2) C—T 曲线

(1) 中分析表明, 在工程常用的时间范围内 (30 年), 42 框横梁疲劳寿命不受加速腐蚀影响, 根据地面停放腐蚀修正系数 C 的定义, C 值不随腐蚀时间变化, 即 $C = 1.0$ 。

5.3.2 腐蚀疲劳影响系数

5.3.2.1 首翻前铆钉连接试件腐蚀疲劳影响系数的测定

(1) 试验概述

① 试验件

42 框横梁试件材料、尺寸、形状、表面状态、防护体系与 5.3.1 中 C—T 曲线的测定所用试件相同。

② 载荷谱

42框横梁疲劳载荷谱采用参考文献[5-8]中提供的歼8白天型飞机疲劳载荷谱及42框横梁下耳片根部三角区铆钉孔处的各载荷状态1g应力所构成的名义应力谱。疲劳载荷谱的构成与5.3.1中C—T曲线测定所用载荷谱完全相同,考虑到应力水平对腐蚀疲劳影响系数无影响,为避免腐蚀疲劳试验时间过长,适当提高载荷调整系数 k ,通过预试验,确定 $k=1.3$ 。

③ 试验环境

腐蚀疲劳试验在以下4种环境下进行。

- a. 实验室空气。室温 $20\sim 30^{\circ}\text{C}$,相对湿度 $\text{RH}=30\%\sim 70\%$ 。
- b. 潮湿空气。在介质盒内放入几个浸湿的棉花球,在室温 $20\sim 30^{\circ}\text{C}$ 下,保持相对湿度 $\text{RH}>90\%$,试验过程中对温度和相对湿度进行监控。
- c. 盐雾。由含3.5% NaCl的去离子水通过加湿器雾化而成,试验过程中保持盐雾沉降量为 $(1\sim 2)\text{mL}/(80\text{cm}^2\cdot \text{h})$ 。
- d. 盐雾+ SO_2 。盐雾生成方法同c。 SO_2 由气瓶供给,其浓度通过调节流量阀门控制在 $8.7\text{mg}/\text{m}^3$ 左右。

④ 试验条件

- a. 疲劳试验在北京航空航天大学固体力学所的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。试验机经原国防科学技术工业委员会控制中心定期标定,动载误差小于2%。
- b. 载荷施加按试件净截面积计算。
- c. 疲劳试验过程中试件工作段完全置于密封的腐蚀介质盒内。
- d. 实验室空气环境下试验频率为4Hz,其他3种腐蚀介质环境下均为1Hz。
- e. 在进行正式腐蚀疲劳试验之前,首先将试件在实验室空气环境下进行相当于该环境下10%寿命(5个基本周期共6145次循环)的预疲劳,然后将进行盐雾和盐雾+ SO_2 介质环境下试验的试件浸入3.5% NaCl溶液中预浸泡72h;将进行潮湿空气环境下试验的试件放入室温条件下相对湿度 $\text{RH}>90\%$ 的容器内,预腐蚀72h。试件预腐蚀试验结束后,用纯净水清洗干净并吹干,马上进行腐蚀疲劳试验或保存在干燥器皿中。

(2) 试验结果

在上述4种介质环境下进行了4组共28件试件的腐蚀疲劳试验,疲劳试验寿命见表5-6。

表5-6 歼8白天型与歼8I型飞机机身42框横梁模拟试件腐蚀疲劳试验寿命

介 质	空 气	潮 湿 空 气	盐 雾	盐 雾 + SO_2
N_i (飞行小时)	4732	3272	1961	2267
	4953	4138	2046	3050
	4675	4093	2100	1932
	5181	3017	1916	2670
	4116	3507	2040	1962
	4724	3865	2083	2046
	4732	3385	1879	2107
试 件 数	7	7	7	7

(3) 试验结果的处理

参照参考文献 [5-9] 中关于腐蚀疲劳影响系数的处理方法, 假设腐蚀疲劳寿命服从对数正态分布, 得到各单一介质环境下的中值疲劳寿命, 则单一介质腐蚀疲劳影响系数为

$$k_i = \frac{N_{i,50}}{N_{0,50}} \quad (5-1)$$

式中: $N_{i,50}$ ——第 i 种单一介质下的中值腐蚀疲劳寿命;

$N_{0,50}$ ——实验室环境下的中值疲劳寿命。

将中值寿命和单一介质腐蚀疲劳影响系数列入表 5-7 中, 同时参考 5.2.4 中空中局部环境谱的构成, 单一介质加权百分比 y_i 一并列入表中。

表 5-7 单一介质下 42 框横梁腐蚀疲劳影响系数

i	环 境	$N_{i,50}$ (飞行小时)	k_i	y_i (%)
1	室温大气	4721	1	87.5
2	潮湿空气	3589	0.76022	10
3	盐 雾	2002	0.42406	1.25
4	盐雾 + SO ₂	2261	0.47892	1.25

对上述单一介质腐蚀疲劳影响系数进行加权处理, 得到空中环境腐蚀疲劳影响系数为

$$K = \sum_{i=1}^4 k_i y_i = 0.962 \quad (5-2)$$

5.3.2.2 首翻后腐蚀疲劳影响系数

首翻后 42 框横梁腐蚀疲劳影响系数 K 取歼 8 白天型和歼 8 I 型飞机机翼主梁的腐蚀疲劳影响系数, 参考 3.3.1.2(3), 具体参数如下

$$K = 0.963$$

5.3.3 不同年飞行强度下的疲劳寿命评定

5.3.3.1 歼 8 白天型与歼 8 I 型飞机机身 42 框横梁一般环境下的寿命结论

参照第 2 章, 一般环境下歼 8 白天型、歼 8 I 型飞机的疲劳定寿结论为: 首翻期为 1000 飞行小时, 对机身 42 框横梁实施修理; 首翻至第 2 次大修的修理间隔为 900 飞行小时, 对机身 42 框横梁等实施修理; 第 2 次大修至总寿命间隔(剩余寿命)为 700 飞行小时; 总寿命为 2600 飞行小时。但从全尺寸翼身组合体疲劳试验和耐久性评定结果分析, 可以支持 42 框横梁 1100 飞行小时首翻, 而首翻至第 2 次大修的间隔不小于 900 飞行小时, 第 2 次大修至总寿命间隔(剩余寿命)不小于 800 飞行小时。因此, 42 框横梁一般环境下疲劳定寿结论为: 1100 飞行小时首翻(修理), 2000 飞行小时第 2 次大修(修理), 而第 2 次大修至总寿命(剩余寿命)的间隔为 800 飞行小时。

预期的日历寿命指标为: 10 年首翻, 8 年第 2 次大修, 总寿命为 26 年。

5.3.3.2 未首翻情况典型年飞行强度对应的腐蚀条件下疲劳寿命

根据歼8白天型、歼8I型飞机以往年飞行强度的统计和今后可能达到的年飞行强度,取年飞行强度(YFH)为50、80和100飞行小时;考虑到歼8白天型、I型飞机机身42框横梁关键件的首翻期、修理间隔和总寿命指标,取无腐蚀寿命为一般环境下的寿命间隔 $N^* = 1100$ (首翻)、900(大修间隔)和800飞行小时(剩余寿命)。对上述各种YFH与无腐蚀寿命的组合,采用腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定程序,分别计算出相应的综合考虑地面停放腐蚀与空中腐蚀疲劳影响的寿命 N_c 、综合腐蚀影响系数 M 及对应的使用年限 T ,并将计算结果列入表5-8。

表 5-8 42 框横梁腐蚀条件下的疲劳寿命评定

YFH (飞行小时)	N^* (飞行小时)	1100 (首翻)	900 (大修间隔)	800 (剩余寿命)
50	N_c (飞行小时)	1058	803	720
	M	0.962	0.89	0.90
	T (年)	21.1	16	14.4
80	N_c (飞行小时)	1058	828	740
	M	0.962	0.92	0.93
	T (年)	13.2	10.3	9.25
100	N_c (飞行小时)	1058	836	746
	M	0.962	0.93	0.93
	T (年)	10.6	8.4	7.46

5.3.3.3 已首翻情况典型年飞行强度对应的腐蚀条件下疲劳寿命

由于目前在役的歼8白天型、I型飞机大都已经过首翻修理或接近首翻修理,首翻时已经进行了疲劳修理。下面将针对这种情况,给出已进行首翻修理的日历寿命体系评定结果。

取典型年飞行强度(YFH)为50、80和100飞行小时,无腐蚀寿命为一般环境下的寿命间隔 $N^* = 900$ (大修间隔)和800飞行小时(剩余寿命),得到的计算结果见表5-9。

表 5-9 已首翻的歼8白天型、歼8I型飞机42框横梁腐蚀条件下的疲劳寿命评定

YFH (飞行小时)	N^* (飞行小时)	900 (大修间隔)	800 (剩余寿命)
50	N_c (飞行小时)	803	720
	M	0.89	0.90
	T (年)	16	14.4
80	N_c (飞行小时)	828	740
	M	0.92	0.93
	T (年)	10.3	9.25
100	N_c (飞行小时)	836	746
	M	0.93	0.93
	T (年)	8.4	7.46

5.4 日历寿命体系评定

5.4.1 典型情况年飞行强度界限值计算

5.4.1.1 未首翻飞机

临界年飞行强度按 1.2.2.3 给出的计算方法得到, 为实际使用的方便, 将其取整, 得到:

① 18 年日历年限 42 框横梁恰好达到疲劳寿命首翻时间所对应的临界年飞行强度为 $J_2 = 60$ 飞行小时。

② 10 年日历年限 42 框横梁恰好达到疲劳寿命首翻时间所对应的临界年飞行强度为 $J_3 = 106$ 飞行小时。

③ 首翻后, 日历年限 8 年 42 框横梁恰好达到疲劳寿命第 2 次大修时间所对应的临界年飞行强度为 $J_4 = 105$ 飞行小时。

④ 第 2 次大修后日历年限 8 年 42 框横梁恰好达到疲劳总寿命所对应的临界年飞行强度为 $J_5 = 90$ 飞行小时。

由于 J_3 、 J_4 差别非常微小, 将它们进行合并, 并取 $J_3 = J_4 = 105$ 飞行小时。

5.4.1.2 已首翻飞机

临界年飞行强度按 1.2.2.3 给出的计算方法得到, 为实际使用的方便, 将其取整, 得到:

① 首翻后, 日历年限 16 年 42 框横梁恰好达到疲劳寿命第 2 次大修时间所对应的临界年飞行强度为 $J'_1 = 50$ 飞行小时。

② 首翻后, 日历年限 8 年 42 框横梁恰好达到疲劳寿命第 2 次大修时间所对应的临界年飞行强度为 $J'_2 = 105$ 飞行小时。

③ 第 2 次大修后日历年限 8 年 42 框横梁恰好达到首翻后疲劳总寿命所对应的临界年飞行强度为 $J'_3 = 90$ 飞行小时。

5.4.2 日历寿命体系评定结论

5.4.2.1 未首翻飞机

① 年飞行强度(YFH) < 60 飞行小时, 首翻期为 10 年, 第 2 次大修为 18 年, 总寿命为 26 年。全部取决于使用年限, 即使用寿命由使用年限控制。在首翻时进行检查和腐蚀修理, 在第 2 次大修时对 42 框横梁关键件进行腐蚀修理和疲劳修理。

② YFH 在 60~90 飞行小时范围内, 首翻期为 10 年, 第 2 次大修为 18 年, 总寿命为 26 年。使用寿命由使用年限控制, 在首翻和第 2 次大修时均对 42 框横梁关键件进行腐蚀修理和疲劳修理。

③ YFH 在 90~105 飞行小时范围内, 首翻期为 10 年, 第 2 次大修为 18 年, 第 2 次大修至总寿命(剩余寿命)为 700 飞行小时。首翻和第 2 次大修时均对 42 框横梁关键件进行腐蚀修理和疲劳修理。

④ $YFH > 105$ 飞行小时时, 首翻期为 1000 飞行小时, 第 2 次大修为 800 飞行小时, 第 2 次大修至总寿命(剩余寿命)为 700 飞行小时。使用寿命由疲劳寿命(飞行小时数)控制, 首翻和第 2 次大修时均对 42 框横梁关键件进行腐蚀修理和疲劳修理。

5.4.2.2 已首翻飞机

① $YFH < 50$ 飞行小时时, 首翻期后 8 年进行第 2 次大修, 首翻后 16 年总寿命终止。全部取决于使用年限, 即使用寿命由日历寿命控制。第 2 次大修时对 42 框横梁关键件进行腐蚀修理。

② YFH 在 50~90 飞行小时范围内, 首翻期后 8 年进行第 2 次大修, 首翻后 16 年总寿命终止。使用寿命由日历寿命(使用年限)控制, 第 2 次大修时对 42 框横梁关键件进行腐蚀修理和疲劳修理。

③ YFH 在 90~105 飞行小时范围内, 首翻期后 8 年进行第 2 次大修, 第 2 次大修至首翻后总寿命(剩余寿命)为 700 飞行小时, 第 2 次大修时对 42 框横梁关键件进行腐蚀修理和疲劳修理。

④ $YFH > 105$ 飞行小时时, 首翻至第 2 次大修为 800 飞行小时, 第 2 次大修至总寿命(剩余寿命)为 700 飞行小时, 使用寿命主要由疲劳寿命(飞行小时数)控制, 第 2 次大修时对 42 框横梁关键件进行腐蚀修理和疲劳修理。

5.4.3 对应的结构修理方案

① 首翻期进厂大修时, 对歼 8 型飞机 42 框横梁铆钉孔实施检查(包括裂纹检查及腐蚀情况的检查), 进行腐蚀修理; 若需要进行疲劳修理, 则将 $\phi 3.6$ 铆钉孔铰至 $\phi 5$ 并挤压强化, 铆钉连接改用螺栓连接。

② 第 2 次大修时, 若需要进行疲劳修理, 则对歼 8 型飞机 42 框横梁实施铰孔加挤压强化修理, 若首翻未进行疲劳修理, 则将 $\phi 3.6$ 铆钉孔铰至 $\phi 5$ 并挤压强化, 连接方式改用螺栓连接; 若首翻时进行了疲劳修理, 则将 $\phi 5$ 孔铰至 $\phi 6$ 并挤压强化, 更换连接螺栓; 同时, 进行腐蚀修理, 清除锈斑, 重新涂漆。

参 考 文 献

- [5-1] 段成美等. 海军飞机地面停放环境谱. 海军航空技术学院技术报告, 1995
- [5-2] 刘文琰, 李玉海等. 飞机结构日历寿命体系评定技术. 北京: 航空工业出版社, 2004
- [5-3] 陈跃良等. 海军飞机环境谱加速腐蚀当量折算研究. 海军航空技术学院技术报告, 1995
- [5-4] 蒋祖国等. 飞机结构腐蚀疲劳. 北京: 航空工业出版社, 1992
- [5-5] 李贵文等. 歼 8 白天型飞机 42 框横梁局部地面停放环境谱及当量折算. 第六〇一研究所技术报告, J8-03-631A, 2002
- [5-6] 陈群志. 腐蚀环境下飞机结构日历寿命技术体系研究. 北京航空航天大学博士学位论文, 1999
- [5-7] 刘文琰, 李玉海, 贾国荣. 腐蚀条件下飞机结构使用寿命的评定与监控. 北京航空航天大学学报, 1996, 22(3): 259~263
- [5-8] 李贵文等. 歼 8 白天型飞机日历寿命试验用 42 框横梁应力谱. 第六〇一研究所技术报告, J8-03-627, 2002

第6章 歼8系列飞机主起落架机轮半轴的日历寿命体系评定

6.1 引论

6.1.1 结构形式与关键危险部位概述

6.1.1.1 结构形式

飞机(包括歼8白天型、歼8I型、歼8II型及后续机种)主起落架是安装在机翼上的支柱式起落架,主要由外筒、活塞杆、机轮半轴、扭力臂、收放作动筒和机轮构成。主起落架通过外筒前、后支点及收放作动筒上支点固定到机翼上。如图6-1所示。

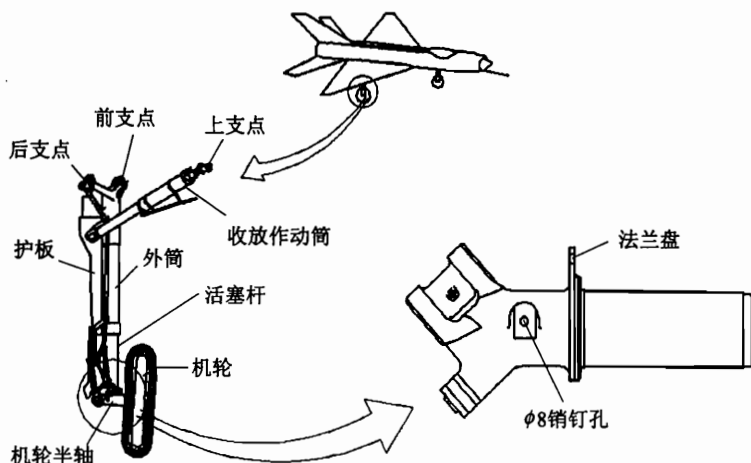


图 6-1 主起落架及机轮半轴结构示意图

主起落架承受飞机起飞、着陆、滑行、刹车和转弯等载荷情况地面传来的载荷,吸收飞机着陆接地时产生的撞击能量。主起落架的地面载荷通过机轮半轴、活塞杆、缓冲器内部的高压气体及液体传到外筒上,再传到外筒的前、后支点和收放作动筒上支点,支点上的集中载荷通过连接接头传到机翼上。收放作动筒一端连接在外筒上,另一端固定在机翼的承力构件上。收放作动筒不但完成主起落架的收放,在起落架放下后,收放作动筒上锁,即收放作动筒还起到下位锁的作用。活塞杆的下部通过扭力臂与外筒的连接耳片相连,扭力臂以剪力的形式传递作用在轮轴中心的扭矩。机轮半轴是主起落架的主传力结构,所有作用在轮轴中心的力和力矩都通过机轮半轴传到活塞杆上。

歼8白天型、歼8Ⅰ型、歼8Ⅱ型飞机及后续机种主起落架机轮半轴的结构基本相同。结构上的主要更改为：歼8Ⅱ型飞机及后续机种在 $\phi 8$ 销钉孔两侧增加R1.5的过渡圆角，法兰盘根部的过渡圆角由R10改为R15。歼8Ⅱ后续机种主起落架机轮半轴将原来的阶梯形内表面改为锥形内表面形式，刹车法兰盘厚度由5mm改为6mm，并在距轮轴外支点226mm处开一个 $\phi 8$ 的导线引孔。歼8Ⅱ型飞机主起落架机轮半轴尺寸如图6-2所示。

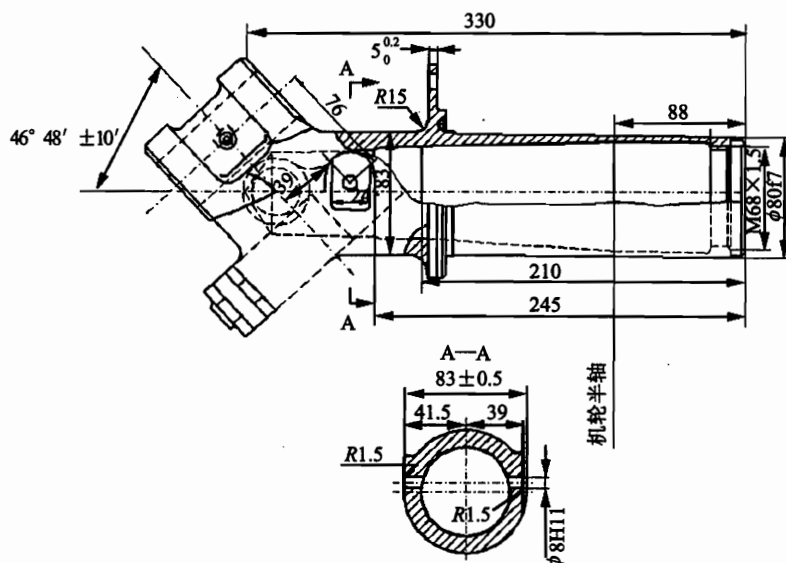


图6-2 歼8Ⅱ型飞机主起落架机轮半轴尺寸示意图

歼8白天型、歼8Ⅰ型及歼8Ⅱ型飞机主起落架机轮半轴由模锻GC4钢(40CrMnSiMoVA)制造，歼8Ⅱ型后续机种由模锻300M钢(40CrNi2Si2MoVA)制造。

歼8白天型、歼8Ⅰ型飞机主起落架机轮半轴的表面处理为：表面磷化，内外表面涂H06-2底漆，再涂H04-2钢灰色磁漆。

歼8Ⅱ型飞机主起落架机轮半轴的表面处理为：外表面(包括 $\phi 8$ 销钉孔)喷丸；涂H06-2底漆，再涂H04-2钢灰色磁漆。

歼8Ⅱ型后续机种的表面处理为：外表面(包括 $\phi 8$ 销钉孔)喷丸；镀镉—钛，内腔内孔允许无镀层，内孔进行孔挤压；内外表面涂H04-2钢灰色磁漆。

6.1.1.2 关键危险部位

① 应力分析结果表明，歼8白天型、歼8Ⅰ型、歼8Ⅱ型飞机及后续机种主起落架机轮半轴是高应力区(双支点梁外伸端的根部弯矩最大)， $\phi 8$ 销钉孔处应力集中严重。

② 歼8系列飞机主起落架疲劳试验所暴露的起落架主要疲劳关键部位包括主起落架机轮半轴。歼8型飞机主起落架疲劳试验是安装在夹具上的全尺寸结构疲劳试验，当试验进行到18880起落时，在机轮半轴根部 $\phi 8$ 销钉孔处断裂。歼8Ⅱ型飞机起落架疲劳试验是安装在机身上的全尺寸结构疲劳试验，当试验进行到21436起落时，在机轮半轴根部 $\phi 8$ 销钉孔处断裂。

机轮半轴外形复杂，工艺规定热处理后用砂轮打磨，由于操作上的差异，零件表面粗

糙度分散性很大。机轮半轴内表面为盲孔，加工工艺为钻孔和镗孔，表面质量很难保证，特别难检查。疲劳试验中机轮半轴断裂的疲劳源大多产生于内表面， $\phi 8$ 销钉孔孔边是疲劳源。

③ 根据计算分析和疲劳定寿结果，歼8白天型、歼8Ⅰ型、歼8Ⅱ型飞机及后续機種主起落架的关键危险部位为机轮半轴 $\phi 8$ 销钉孔。

6.1.2 关键部位的腐蚀源与腐蚀损伤形式

6.1.2.1 腐蚀源

① 机轮半轴内表面为盲孔形式，机轮半轴上销钉与半轴是非密封配合，销钉和销钉孔的最大配合间隙可达到0.18mm，每飞行50起落，为检查机轮需要拆卸半轴堵盖，外部环境可以进入半轴内部。

② 飞机起落架暴露在机体之外，绝大部分时间停在机场，处于较恶劣的环境下，潮湿空气、海水和工业废气等腐蚀气体都对它有明显的影响，其中盐水环境对起落架腐蚀最严重，这主要出现在在近海及盐荒地附近使用的飞机上。当飞机在高空飞行时，由于起落架冷却而引起水凝聚，在结构表面，特别是凹部，形成盐水层。随后起落架在高温高湿条件下，长期保持潮湿状态，加重了结构的腐蚀，特别是结构有凹口、小孔穴、死角和表面小缺陷的部位，这种腐蚀更加明显。在地面停放时，歼8系列飞机主起落架机轮半轴的局部环境具有以下特点：雾及凝露、盐雾+工业废气、潮湿空气均能直接作用在机轮半轴上。雨天飞机停放时，机轮半轴淋不到雨水，但潮湿空气可进入。不受阳光的直接照射。

③ 由于飞机停放时起落架完全暴露在机体之外，所以容易受到人为的划伤、碰伤，从而使漆层遭到破坏，金属基体外露，加速起落架结构的腐蚀。

④ 综上所述，机轮半轴销钉孔部位的主要腐蚀因素为含微量盐雾及工业废气的潮湿空气。

6.1.2.2 腐蚀损伤形式

1995年大修的海军2架歼8型飞机中的1架左机轮半轴因锈蚀而报废，1999年大修的1架海军歼8型飞机右机轮半轴因锈蚀而报废。对外场和大修厂使用一定年限的歼8系列飞机腐蚀情况的检查表明，主起落架机轮半轴部分漆层剥落，销钉孔腐蚀比较严重。因此，机轮半轴的主要腐蚀形式是销钉孔腐蚀锈斑。

6.2 局部环境谱、加速试验环境谱与当量加速关系

6.2.1 主起落架机轮半轴关键部位地面停放局部环境谱

6.2.1.1 青岛某机场与海南某机场的飞机地面停放环境谱

海军航空装备维修研究所统计了近10年（1983~1991年）的环境数据，编制出了青

岛某机场和海南某机场的地面停放环境谱,见表6-1、表6-2。青岛某机场是典型的北方沿海地区气候的代表,海南某机场是典型的南方沿海区无工业污染气候的代表。

表 6-1 青岛某机场地面停放环境谱(1年)

	雾及凝露	雨	盐雾 + 工业废气	盐雾	潮湿空气
时间比例 (%)	6.22	5.12	3.5	4.47	12.7
作用时间 (h)	544.87	448.5	306.6	391.57	1112.52
作用次数	88.3	105.8			
pH 值	6	6			
SO ₂ (mg/m ³)			0.263		
NO _x (mg/m ³)			0.061		
飘尘 (mg/m ³)			0.55		
降尘 (吨/(平方公里·月))			26.21		
CO (mg/m ³)			1.56		
Cl ⁻ (mg/L)		69.88			
雨量 (mm)		594.4			
盐雾浓度 (mg/m ³)			0.48	0.48	

表 6-2 海南某机场地面停放环境谱(1年)

	雾及凝露	雨	盐雾	潮湿空气
时间比例 (%)	18.51	4.9	27.12	39.98
作用时间 (h)	1621.5	429.24	2375.7	3502.25
作用次数	244.8	157.9		
pH 值	6.52	6.52		
SO ₂ (mg/m ³)			0.073	
NO _x (mg/m ³)			0.0028	
飘尘 (mg/m ³)				
降尘 (吨/(平方公里·月))				
CO (mg/m ³)				
Cl ⁻ (mg/L)	0.27 (mg/m ³)	0.27		
雨量 (mm)		1213.6		
盐雾浓度 (mg/m ³)			0.28	

表6-3、表6-4给出了青岛某机场和海南某机场的雨、雾及凝露、湿度的累积谱。

表 6-3 青岛某机场雨、雾及凝露、湿度累积谱

温度 (°C)	5	10	15	20	25	30	35	次数
累积雨谱 (h)	110.2	54.5	61.7	103.3	113.3	5.6		105.8
累积雾露谱 (h)	137.6	67.7	83.8	167.9	85.0	2.8	0.6	88.3
湿度谱 (h)	RH = 70%			121.75	116.05	68.0	2.15	
	RH = 80%			286.35	334.45	87.15	0.65	
	RH = 90%			402.15	373.75	20.55	0.55	

表 6-4 海南某机场雨、雾及凝露、湿度累积谱

温度 (°C)	5	10	15	20	25	30	35	次数
累积雨谱 (h)			3.4	56.9	319.7	49.1		157.9
累积雾露谱 (h)	0.3	2.0	61.4	443.4	1087.1	25.9	1.7	244.8
湿度谱 (h)	RH = 70%			71.89	158.67	493.61	94.17	
	RH = 80%			368.0	401.33	644.22	24.72	
	RH = 90%			921.39	2096.3	599.06	4.28	

6.2.1.2 飞机起落架地面停放环境谱

地面停放时主起落架机轮半轴的局部环境具有以下特点:

- ① 雾及凝露、盐雾 + 工业废气、盐雾、潮湿空气均能直接作用到机轮半轴上。
- ② 雨天飞机在停放时, 机轮半轴淋不到雨水, 特别是海南某机场为了防鼠, 用铁皮桶将起落架围了起来。

③ 主起落架采用钢制材料。

所以, 在确定起落架地面停放环境谱时, 采用了下列方法:

- ① 雾及凝露、盐雾 + 工业废气、盐雾、潮湿空气环境与作用方式、时间均同表 6-1 ~ 表 6-4。
- ② 起落架虽然不能淋到雨水, 但是考虑到雨水天气空气湿度较大, 所以将降雨以潮湿空气代替, 按照湿度为 $RH = 80.0\%$ 考虑。
- ③ 低于 20°C 的雨、雾露均按照 20°C 考虑。

(1) 青岛某机场起落架停放环境谱

根据上述处理方法得到主起落架地面停放雨、雾及凝露、湿度的累积谱, 见表 6-5。环境介质同表 6-1。

表 6-5 青岛某机场主起落架地面停放累积谱

温度 (°C)		20	25	30	35
累积雾露谱 (h)		457.0	85.0	2.8	0.6
湿度谱 (h)	RH = 70%	121.75	116.05	68.0	2.15
	RH = 80%	616.05	447.75	92.75	0.65
	RH = 90%	402.15	373.75	20.55	0.55

(2) 海南某机场起落架停放环境谱

根据上述处理方法得到主起落架地面停放雨、雾及凝露、湿度的累积谱, 见表 6-6。

环境介质同表6-2中。

表6-6 海南某机场主起落架地面停放累积谱

温度 (°C)		20	25	30	35
累积雾露谱 (h)		507.1	1087.1	25.9	1.7
湿度谱 (h)	RH = 70%	71.89	158.67	493.61	94.17
	RH = 80%	428.3	721.03	693.32	24.72
	RH = 90%	921.39	2096.3	599.06	4.28

6.2.1.3 主起落架机轮半轴关键部位地面停放局部环境谱

机轮半轴销钉孔是主起落架的疲劳部位,该部位的地面停放局部环境谱以起落架地面停放环境谱为基础,通过该部位局部环境与起落架外部环境之间关系的分析加以确定。

影响该部位的环境条件可以分为外部环境和轮轴内部环境。

(1) 外部环境的直接作用

研究人员对12架歼8Ⅱ型飞机主起落架的销钉孔的外部进行了检查,检查结果见表6-7。可以看到,销钉孔的外部完全被油泥包住,再加上垫片的保护,外部环境不可能对销钉孔部位有作用。所以,忽略外部环境的直接影响。

表6-7 主起落架机轮半轴销钉孔外部检查情况

序号	出厂时间	起落架	检查情况	大修情况	已使用年限
1	1993.5.5	左主起	黑色油泥覆盖在销钉孔上	无	9
		右主起	黑色油泥覆盖在销钉孔上	无	
2	1993.4.30	左主起	薄薄的油泥覆盖在销钉孔上,拨开油泥可见锈斑	无	9
		右主起	销钉孔处完好,无漆层脱落	无	
3	1991.12.6	左主起	销钉孔处漆层完好,薄薄的油泥覆盖在销钉孔上	大修一次	11
		右主起	销钉孔处有未干的汽油,漆层完好无脱落	大修一次	
4	1991.10.19	左主起	销钉孔处一层油泥,漆层完好无脱落	大修一次	11
		右主起	销钉孔处一层油泥,漆层完好无脱落	大修一次	
5	1993.5.5	左主起	销钉孔处漆层脱落,金属层上有油泥	无	9
		右主起	销钉孔处漆层脱落,金属层上有油泥	无	
6	1993.12.31	左主起	销钉孔处一层油泥,拨开油泥漆层完好无脱落	无	9
		右主起	销钉孔处一层油泥,拨开油泥漆层完好无脱落	无	
7	1993.12.31	左主起	销钉孔有油泥,部队自己补过漆	无	9
		右主起	销钉孔处漆层脱落,盖着油泥	无	
8	1991.10.14	左主起	漆层完好如新	大修一次	11
		右主起	漆层完好如新	大修一次	
9	1993.12.31	左主起	销钉孔处漆层脱落,一层油泥	无	9
		右主起	销钉孔处漆层脱落,可见锈斑,外面一层油泥	无	

(2) 轮轴内部环境的作用

① 机轮半轴上销钉孔与半轴是非密封配合；每飞行 50 起落（4~6 个月），为检查机轮，需要拆卸半轴堵盖，外部环境可以进入半轴内部，对销钉孔产生腐蚀作用。可保守地取这种半轴内部环境与外部环境相比的环境减弱系数为 0.25，即半轴内部环境为外部环境 $\frac{1}{4}$ ，用以模拟半轴内部环境。

② 销钉尺寸 $\phi 8h11$ ，销钉孔尺寸 $\phi 8H11$ ，查表可知，其间的最大间隙为 0.18mm，所以半轴内部环境也只有少部分作用到销钉孔关键部位上，这里再引进环境减弱系数 0.2，用以由机轮半轴内部环境得到销钉关键部位的局部环境。

(3) 地面停放局部环境谱

综上所述，主起落架半轴销钉孔关键部位的局部环境谱由起落架地面停放环境谱乘以 0.05 的环境减弱系数描述。

6.2.2 地面停放加速试验环境谱

6.2.2.1 地面停放加速试验环境谱

采用 3.2.2.1 中给出的典型的疲劳关键件周期浸润加速试验环境谱。其构成如下。

① 酸性 NaCl 溶液浸润：5% NaCl 溶液中加入少量稀 H_2SO_4 ，使 $pH = 4 \sim 4.5$ ，溶液温度为 $40 \pm 2^\circ C$ 。

② 在 $40^\circ C$ 温度和 $95\% \pm 5\%$ 相对湿度的潮湿空气中，用远红外线灯照射并烘干试件，调节远红外线灯的位置与功率，使试件在浸入溶液前可被烘干。

一个加速谱周期为 30min，其中浸泡 7.5min，溶液外烘烤 22.5min。

在模拟试件进行加速腐蚀试验前，应在低温下施加不低于疲劳载荷谱中最大应力对应载荷的预拉伸。

6.2.2.2 加速试验环境谱的有效性与可行性检验

将主起落架机轮半轴模拟试件按上述加速试验环境谱进行加速腐蚀，腐蚀损伤主要表现为销钉锈蚀和孔壁及表面锈斑，与 6.1.2.2 中给出的腐蚀损伤形式基本一致。因此，可以认为所选取的上述加速试验环境谱是有效的、可行的。

6.2.3 加速腐蚀当量关系

6.2.3.1 当量折算法评估结果

(1) 起落架地面停放环境谱（外部环境）的当量折算

① 青岛某机场

a. 环境介质的影响分析

由于没有了雨水，因此 Cl^- 的影响不考虑。飘尘、降尘在 SO_2 形成 H_2SO_4 时起催化作用。下面进行环境介质的影响分析。

(a) SO_2 的影响

SO_2 的含量为 $0.263mg/m^3$ ， SO_2 与大气中的氧气作用而形成 SO_3 ， SO_3 与大气中的水

作用而形成 H_2SO_4 :



上述反应缓慢, 无粉尘催化时只有 1% 的 SO_2 生成 SO_3 , 有粉尘催化时有 5% 的 SO_2 生成 SO_3 。根据青岛地区的实际情况, 按照 5% 计算。分子量: SO_2 为 64.06; SO_3 为 80.06; H_2SO_4 为 98.08。

0.263 mg/m^3 的 SO_2 (占 5%) 可以生成 H_2SO_4

$$0.263 \times 98.08 \div 64.06 \times 5\% = 2.015 \times 10^{-2} \text{mg}/\text{m}^3 = 2.015 \times 10^{-5} \text{mg}/\text{L} \text{ (PPM)}$$

由表 6-8 可见, SO_2 的影响可以忽略不计。

表 6-8 钢表面不同浓度的酸与水的折算系数 α

酸 名 称	酸浓度 (PPM)	0. 1	1	2.
	α			
HNO ₃		0. 571	0. 467	0. 233
HCl			0. 368	0. 292
H ₂ SO ₄			0. 467	

(b) NO_x 的影响

NO_x 的含量为 0.061 mg/m^3 , 假设均为能产生腐蚀能力较强的 HNO_3 的 NO_2 , 则



1M (分子) 的 NO_2 产生 $\frac{2}{3}$ M 的 HNO_3 及 $\frac{1}{3}$ M 的 NO , $\frac{1}{3}$ M 的 NO 又产生 $\frac{1}{3}$ M 的 NO_2 , 接着产生 $\frac{4}{9}$ M 的 HNO_3 。累计两级化学反应, 则 1M 的 NO_2 能产生 $\frac{8}{9}$ M 的 HNO_3 。 HNO_3 的分子量为 63。

$$\text{HNO}_3 \text{ 的含量为: } 0.061 \times \frac{63}{46} \times \frac{8}{9} = 0.0743 \text{ mg}/\text{m}^3 = 7.43 \times 10^{-5} \text{mg}/\text{L} \text{ (PPM)}$$

由表 6-8 可见, NO_x 的影响可以忽略不计。

(c) CO 的影响

CO 与 O_2 反应产生 CO_2 , 再与水反应产生 H_2CO_3 。 H_2CO_3 酸性极低, 可以不考虑。

(d) 盐雾的影响

盐雾浓度为 0.48 mg/m^3 , 即 $4.8 \times 10^{-8}\%$, 浓度极低, 可以不考虑。

(e) pH 值的影响

雾露作用时的 pH 值为 6, 则 $[\text{H}^+] = 10^{-6}$ M, 相当于 $10^{-6} \times 63 = 6.3 \times 10^{-5} \text{g}/\text{L} = 0.063 \text{mg}/\text{L} \text{ (PPM)}$ 的 HNO_3 , 对于 $[\text{H}^+] = 0$, $\alpha = 1$, 所以对于钢件, $\alpha = 1 - (1 - 0.571) \div 0.1 \times 0.063 = 0.729$ 。

所以, 青岛某机场的主起落架地面停放潮湿空气作用不考虑介质的影响, 雾露作用时考虑 pH 值的影响。

b. 潮湿空气作用时间当量折算

表 6-9 钢表面潮湿空气与折算系数 α

α \ 温度(°C) RH	20	25	30	35	40
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

根据表 6-5 的环境和表 6-9 的折算系数, 计算潮湿空气相当于 40°C、RH = 90% 的标准潮湿空气的作用时间

$$\begin{aligned}
 t_{qd,1} &= 0.09836 \times 121.75 + 0.0145 \times 116.05 + 0.17077 \times 68 + 0.24143 \times 2.15 \\
 &\quad + 0.08934 \times 616.05 + 0.10057 \times 447.75 + 0.31608 \times 92.75 + 0.42364 \times 0.65 \\
 &\quad + 0.05837 \times 402.15 + 0.22919 \times 373.75 + 0.40647 \times 20.55 + 0.70959 \times 0.55 \\
 &= 273.406 \text{ (h)}
 \end{aligned}$$

c. 雾露作用时间当量折算

根据表 6-5 的环境和表 6-9 的折算系数, 计算雾露相当于 40°C、RH = 90% 的标准潮湿空气的作用时间

$$t_{qd,2'} = 457 \times 0.05837 + 85 \times 0.22919 + 2.8 \times 0.40647 + 0.6 \times 0.70959 = 47.708 \text{ (h)}$$

考虑 pH 值的影响, 则雾露相当于标准潮湿空气的作用时间

$$t_{qd,2} = \frac{47.708}{0.729} = 65.443 \text{ (h)}$$

d. 青岛某机场起落架地面停放环境谱每年相当于标准潮湿空气作用时间为

$$t_{qd} = 273.406 + 65.443 = 338.849 \text{ (h)}$$

② 海南某机场

海南某机场雾露 pH 值接近中性, 可以不考虑其影响; 大气杂质含量低于青岛某机场, 也可以不考虑其影响。

a. 潮湿空气作用时间当量折算

根据表 6-6 的环境和表 6-9 的折算系数, 计算潮湿空气相当于标准潮湿空气的作用时间:

$$\begin{aligned}
 t_{hl,1} &= 0.09836 \times 71.89 + 0.01454 \times 158.67 + 0.17077 \times 493.61 + 0.24143 \times 94.17 \\
 &\quad + 0.08934 \times 428.3 + 0.10057 \times 721.03 + 0.31608 \times 693.32 + 0.42364 \times 24.72 \\
 &\quad + 0.05837 \times 921.39 + 0.22919 \times 2096.3 + 0.40647 \times 599.06 + 0.70959 \times 4.28 \\
 &= 1237.537 \text{ (h)}
 \end{aligned}$$

b. 雾露作用时间当量折算

根据表 6-6 的环境和表 6-9 的折算系数, 计算雾露相当于标准潮湿空气的作用时间

$$\begin{aligned}
 t_{hl,2'} &= 505.3 \times 0.05837 + 1087.1 \times 0.22919 + 25.9 \\
 &\quad \times 0.40647 + 1.7 \times 0.70959 = 290.381 \text{ (h)}
 \end{aligned}$$

c. 海南某机场起落架地面停放环境谱每年相当于标准潮湿空气作用时间为

$$t_{hl} = 1237.537 + 290.381 = 1527.918 \text{ (h)}$$

③ 两个机场的比较

由上述计算可以知道,海南某机场的主起落架环境比青岛某机场严重,当量标准潮湿空气作用时间比为: $\frac{1527.918}{338.849} = 4.5$,所以选取海南某机场的主起落架环境用于机轮半轴日历寿命研究。

(2) 主起落架机轮半轴关键部位局部环境谱当量折算

将海南某机场主起落架地面停放环境谱每年相当于标准潮湿空气作用时间乘以6.2.1.3给出的关键部位局部环境减弱系数0.05,得主起落架机轮半轴关键危险部位局部环境谱相当于标准潮湿空气的作用时间

$$t_2 = 1527.918 \times 0.05 = 76.40 \text{ (h)}$$

(3) 加速试验环境谱的当量折算

由3.2.3.1,加速试验环境谱每h相当于标准潮湿空气作用 $t_1 = 9.8\text{h}$ 。

(4) 当量加速关系

折算系数 $\alpha = \frac{t_2}{t_1} = \frac{76.40}{9.8} = 7.8$ (小时/年), 加速系数 $\beta = \frac{t_1}{t_2} = 0.128 = 0.128$ (年/小时), 即加速试验环境谱作用7.8小时相当于地面停放1年。

6.2.3.2 用腐蚀程度对比法确定当量加速关系

(1) 模拟试件加速腐蚀试验结果

采用歼8系列飞机主起落架机轮半轴模拟试件(如图6-5所示),进行6.2.2.1所给出的加速试验环境谱下的加速腐蚀试验。试件分6组,加速腐蚀2、3、4、5、6、7天对应的试件数分别为2、1、1、1、1、8件。图6-3和图6-4中示出了加速腐蚀5天和7天后试件的腐蚀状态,主要表现为销钉和螺母发生锈蚀,销钉孔壁和孔边产生锈斑。

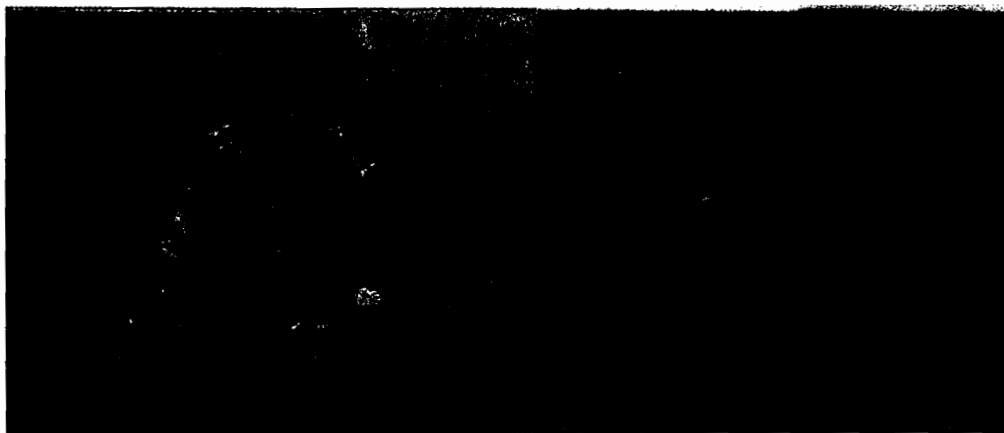


图6-3 加速腐蚀5天后试件腐蚀状态

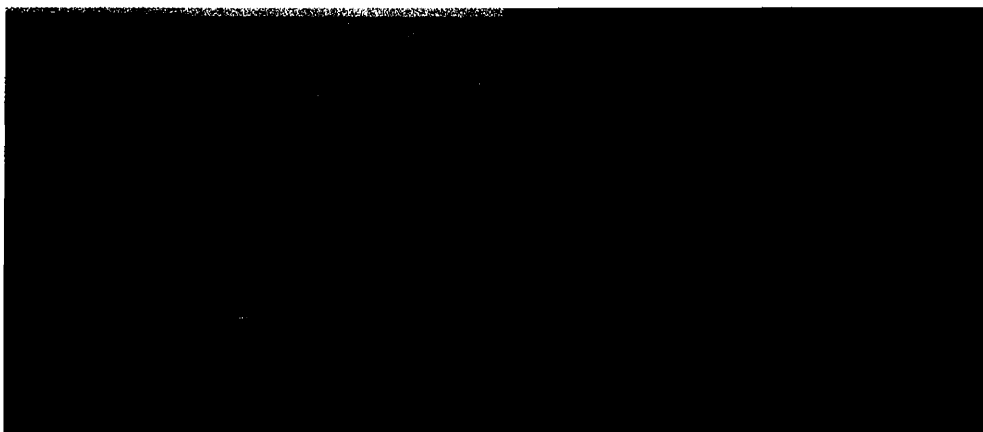


图 6-4 加速腐蚀 7 天后试件腐蚀状态

(2) 腐蚀程度的对比

① 对北方某机场和在大修厂大修的使用 10 年以上的歼 8 系列飞机主起落架机轮半轴销钉孔部位腐蚀情况进行了检查与调研, 该部位存在着销钉及螺母生锈和孔边、孔壁轻微锈蚀的现象。与加速腐蚀 5 天的试件腐蚀程度相比, 最严重的情况仍弱于加速腐蚀 5 天试件腐蚀程度。

② 1995 年与 1999 年, 2 架海军歼 8 型飞机大修时主起落架机轮半轴因锈蚀而报废, 这 2 架飞机的使用年限分别为 15 年和 19 年。据有关设计人员和大修人员回忆, 它们的腐蚀程度与加速腐蚀 5 天的试件大体相当。

(3) 腐蚀程度对比法确定的当量加速关系

根据上述对比情况, 重点考虑在沿海地区使用的海军飞机锈蚀报废的机轮半轴使用年限, 偏保守地取加速腐蚀 5 天 (120 小时) 相当于地面停放 15 年, 即加速谱作用 8 小时当量为地面停放 1 年, 对应的折算系数 $\alpha = 8$ (小时/年), 加速系数 $\beta = 0.125$ (年/小时)。

6.2.3.3 当量加速关系的综合确定结论

综合当量折算法与腐蚀程度对比法的结果, 偏保守地取加速试验环境谱作用 8 小时相当于地面停放 1 年, 加速系数 $\beta = 0.125$ (年/小时), 折算系数 $\alpha = 8$ (小时/年)。即有 $T(\text{年}) = 0.125t(\text{小时})$, $t(\text{小时}) = 8T(\text{年})$ 。

6.3 腐蚀条件下的疲劳寿命评定

6.3.1 腐蚀条件下歼 8 II 型飞机机轮半轴的疲劳寿命评定

6.3.1.1 地面停放腐蚀修正系数曲线 ($C-T$ 曲线) 的测定

(1) 试验概述

① 试验件

歼 8 II 型飞机机轮半轴试验件编号为 J8FS-QLJ-00, 试件材料为 40CrMnSiMoVA 锻

件。形式为含有1个 $\phi 8$ 销钉孔的拉伸试件,厚度为4mm,工作段宽度为33mm,外表面喷丸。试验时将材料为30CrMnSiNi2A销钉连接在试件上。试件的防护体系为:磷化后涂H06-2铁红色底漆,再涂H04-2钢灰色磁漆,与实际结构的工艺相同。试件的材料状态,连接形式,孔径、边距、厚度等几何尺寸,加工工艺,受载形式,以及防护涂层,等等,均很好地模拟了机轮半轴的真实情况。模拟试件示意图如图6-5所示。

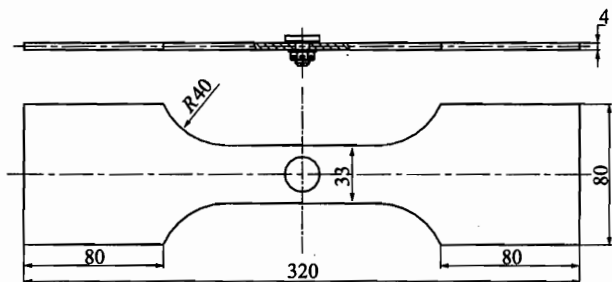


图 6-5 歼8Ⅱ型飞机机轮半轴试件示意图

② 加速试验环境谱

采用6.2.2给出的周期浸润加速试验环境谱;试验前预拉伸载荷取疲劳载荷谱中最大载荷。

③ 试验载荷谱

试验载荷谱用下式描述

$$P = k \cdot \sigma \cdot F \quad (6-1)$$

式中: k ——载荷调整系数,使得无腐蚀试件实验室环境下中值寿命为20000起落左右;

σ ——歼8Ⅱ型飞机机轮半轴销钉孔名义应力,详见参考文献[6-1];

F ——歼8Ⅱ型飞机机轮半轴模拟试件孔所在横截面的净面积,其名义值为 $25\text{mm} \times 4\text{mm} = 100\text{mm}^2$ 。

④ 试验装置和试验条件

a. 加速腐蚀试验装置

加速腐蚀试验在原空军第一研究所的ZJF-75F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,试验箱温度范围为 $35 \sim 60^\circ\text{C}$,湿度范围为 $60\% \sim 95\%\text{RH}$,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5-8所示。

b. 疲劳试验装置

疲劳试验在原空军第一研究所的MTS810-500kN液压伺服疲劳试验机上进行,载荷谱的施加由Test StarⅡs控制系统实现。试验机经中国航天科技集团公司第一计量测试研究所定期标定,静载误差小于 0.5% ,动载误差小于 1% 。

疲劳试验在室温大气下进行,频率6Hz。试验装置如图5-9所示。

⑤ 试验过程

a. 预试验摸索应力调整系数。试验前取8件试件在实验室环境下进行随机谱下的疲劳试验以确定载荷调整系数 k 。首先取 $k = 1$,进行2个试件的疲劳试验,试验寿命分别为

4642、2465 起落；将其调整为 $k = 0.85$ ，进行 1 个试件的疲劳试验，试验寿命为 5733 起落；将其调整为 $k = 0.75$ ，进行 1 个试件的疲劳试验，试验寿命为 8726 起落；将其调整为 $k = 0.70$ ，进行 1 个试件的疲劳试验，试验寿命为 9624 起落；将其调整为 $k = 0.65$ ，进行 1 个试件的疲劳试验，试验寿命为 13992 起落；将其调整为 $k = 0.60$ ，进行 2 个试件的疲劳试验，试验寿命分别为 26242、16809 起落，中值寿命为 21134 起落，从而确定 $k = 0.6$ 。

b. 取 a 中摸索得到的载荷调整系数，进行一般环境下的疲劳试验，试件数为 7 件。

c. 加速腐蚀试验前，取疲劳载荷谱中最大应力 $\sigma_{\max} = 628.45\text{MPa}$ ，在 -50°C 温度下进行 2 次预拉伸，预拉伸过程在原空军第一研究所的 MTS810-500kN 疲劳试验机上进行。试件放在低温盒中，低温盒中放有液氮和酒精的混合物，能保持 $-(53 \pm 5)^{\circ}\text{C}$ 的恒温状态约 3min。

d. 预拉伸后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。

e. 歼 8 II 型飞机机轮半轴模拟试件分组进行 125、187.5 和 250h 的加速腐蚀试验，每组试件数为 7 件。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，且试件考核面向上直接接受远红外线灯照射。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 1 次，每 48h 更换溶液 1 次。

f. 试验后马上用去离子水对试件进行清洗，烘干后进行 b 中载荷水平下的疲劳试验，试验做至试件断裂。试验过程中对试件腐蚀情况进行观察和记录。

(2) 试验结果

① 加速腐蚀后的疲劳寿命

在上述环境谱和载荷谱下完成了 4 组共 28 件试件的加速腐蚀和疲劳试验，具体情况见表 6-10。

表 6-10 歼 8 II 型飞机机轮半轴模拟试件加速腐蚀后疲劳寿命

$t(\text{h})$	0	125	187.5	250
N_i (起落数)	21134	17611	13192	11882
	19172	15203	12065	15080
	33269	21711	17348	9783
	21386	9892	9592	13622
	10497	11133	11902	10980
	22466	12382	18542	12683
	14212	10522	9146	9554
试件数	7	7	7	7

② 试件状态

加速腐蚀不同周期试件腐蚀情况见表 6-11 和图 6-6~图 6-9。

表 6-11 歼8Ⅱ型飞机机轮半轴模拟试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况记录

t(h)	试件腐蚀情况
0	销钉表面有光泽, 钉头表面涂层完好
125	销钉、螺帽发生腐蚀, 基体发黑, 有少量白色和棕黄色腐蚀产物, 表面涂层有起泡和轻微的剥落现象
187.5	腐蚀明显, 基体发黑, 有少量白色和一定量的棕黄色腐蚀产物, 表面涂层有起泡和一定的剥落现象
250	腐蚀明显加重, 基体发黑, 有少量白色和一定量的棕黄色腐蚀产物, 表面涂层起泡现象明显, 剥落现象加重

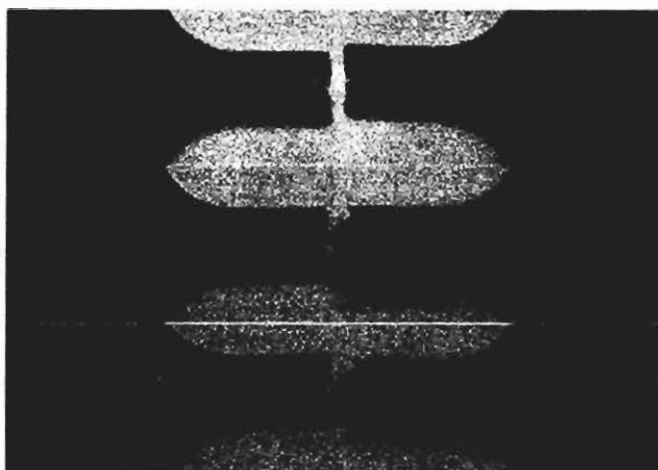
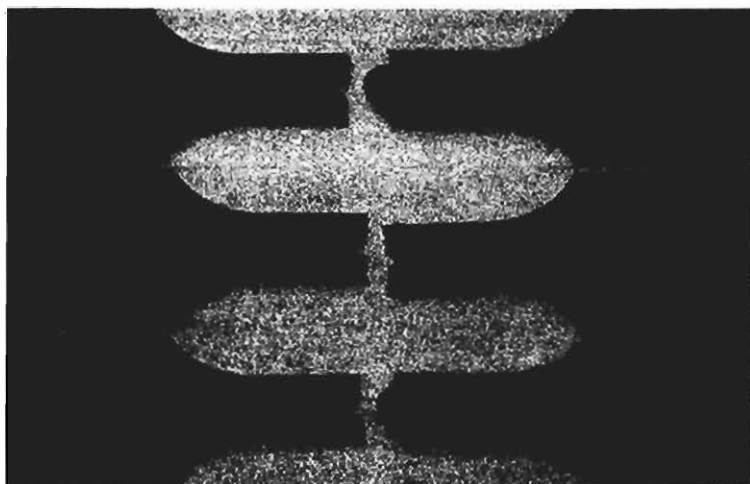


图 6-6 未加速腐蚀疲劳试件



(a) 加速腐蚀 125h 后的疲劳试件 (正面)

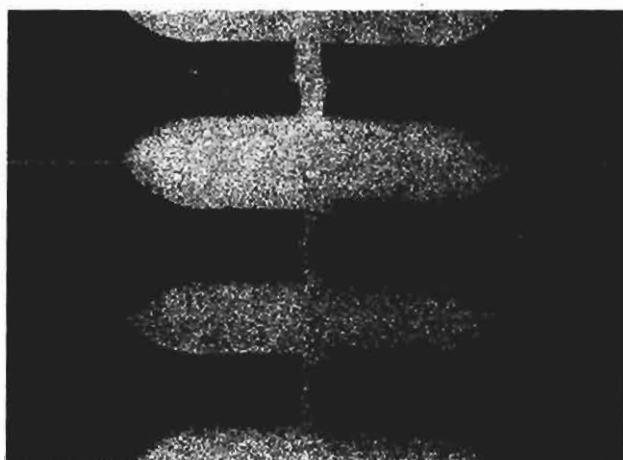


(b) 加速腐蚀 125h 后的疲劳试件 (背面)



(c) 加速腐蚀 125h 后的疲劳试件 (局部)

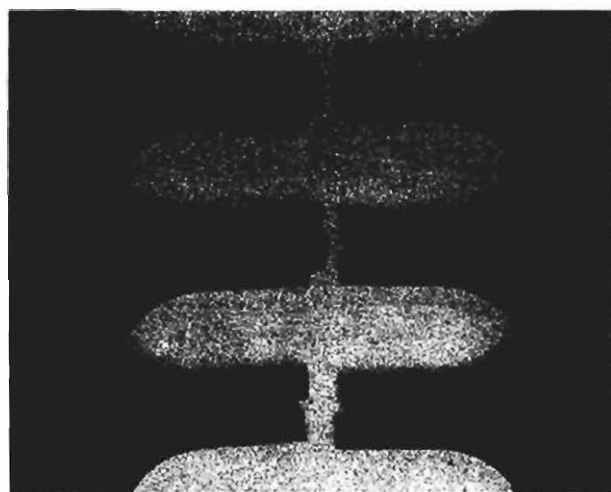
图 6-7 歼 8 II 型飞机机轮半轴加速腐蚀 125h 后的疲劳试件



(a) 加速腐蚀 187.5h 后的疲劳试件 (正面)



(b) 加速腐蚀 187.5h 后的疲劳试件 (局部)

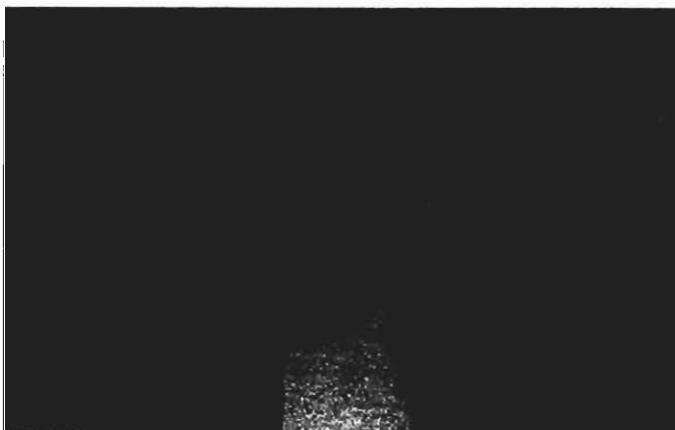


(c) 加速腐蚀 187.5h 后的疲劳试件 (背面)

图 6-8 歼 8 II 型飞机机轮半轴加速腐蚀 187.5h 后的疲劳试件



(a) 加速腐蚀 250h 后的疲劳试件 (正面)



(b) 加速腐蚀 250h 后的疲劳试件 (局部)



(c) 加速腐蚀 250h 后的疲劳试件 (背面)

图 6-9 歼 8 II 型飞机机轮半轴加速腐蚀 250h 后的疲劳试件

(3) 试验结果的处理与分析

将加速腐蚀时间 t 按当量加速关系换算为外场时间 T 。假设指定加速腐蚀时间对应的疲劳寿命服从对数正态分布, 对其分布参数进行估计, 得到对应的中值寿命 $N_{50}(T)$, 则地面停放腐蚀修正系数为

$$C(T) = \frac{N_{50}(T)}{N_{50}(0)} \quad (6-2)$$

式中: $N_{50}(T)$ ——加速腐蚀时间 T 年后的中值疲劳寿命, $N_{50}(T) = 10^{\frac{1}{n_T} \sum_{i=1}^{n_T} \lg N_i(T)}$, n_T 为加速腐蚀时间 T 的试件数;

$N_{50}(0)$ ——未加速中值腐蚀疲劳寿命, $N_{50}(0) = 10^{\frac{1}{n_0} \sum_{i=1}^{n_0} \lg N_i(0)}$, n_0 为未加速腐蚀的试件数。

选取以下两种 $C-T$ 曲线形式进行数据处理:

$$C(T) = 1.0 - \beta T^a \text{ (幂函数式)} \quad (6-3)$$

$$C(T) = e^{\beta T^a} \text{ (幂函数式)} \quad (6-4)$$

加速腐蚀后中值寿命 N_{50} 、对数寿命标准差估计值 s 与地面停放腐蚀影响系数 C 见表 6-12。

表 6-12 加速腐蚀后疲劳寿命处理结果

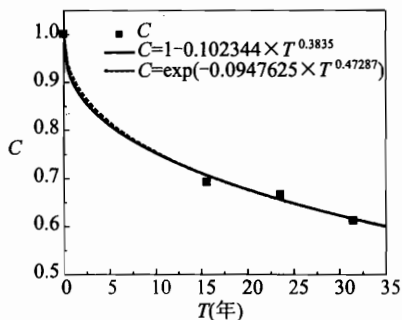
T (年)	0	15.6	23.4	31.3
N_{50} (起落数)	19212	13539	12706	11796
s	0.15886	0.12710	0.11698	0.07330
C	1	0.704719	0.661333	0.613954

取常用显著度 $\alpha = 0.05$, 上述各组疲劳寿命数据具有方差齐性。从而将 $C-T$ 曲线转化为线性, 采用最小二乘法进行拟合, $C-T$ 曲线拟合结果分别为:

$$\textcircled{1} C = 1 - 0.102447 T^{0.3835} \quad \text{相关系数 } r = 0.9964$$

$$\textcircled{2} C = \exp(-0.0947625 T^{0.47287}) \quad \text{相关系数 } r = 0.9958$$

均通过相关系数检验, 说明拟合结果良好。两条曲线拟合结果也差别非常微小, 如图 6-10 所示。

图 6-10 歼8Ⅱ型飞机机轮半轴随机谱下 $C-T$ 曲线拟合结果

6.3.1.2 腐蚀疲劳影响系数测定

(1) 试验概述

① 试验件

采用歼8Ⅱ型飞机机轮半轴模拟试件, 试件材料、尺寸、形状、表面状态、防护体系与6.3.1.1(1)中的图6-5相同。

② 载荷谱

疲劳载荷谱的构成与6.3.1.1(1)中给出的载荷谱完全相同, 通过预试验确定载荷调整系数为 $k=0.6$ 。

③ 试验环境

腐蚀疲劳试验在以下4种环境下进行。

a. 实验室空气。温度为 $18\sim 24^{\circ}\text{C}$, 相对湿度 $\text{RH}=20\%\sim 60\%$ 。

b. 潮湿空气。温度为 $18\sim 24^{\circ}\text{C}$, 相对湿度 $\text{RH}>90\%$ 。

c. 盐雾。盐雾由3.5% NaCl 盐水(去离子水配制)溶液通过盐雾发生器雾化生成, 控制盐雾沉积量为 $(1\sim 2)\text{mL}/(80\text{cm}^2 \cdot \text{h})$ 。

d. 盐雾 + SO_2 。盐雾按c要求生成, 并加入 SO_2 , 其含量为 $0.4\sim 0.5\text{mg}/\text{m}^3$ 。

④ 试验条件

a. 疲劳试验在原空军第一研究所的MTS810-500kN 疲劳试验机上进行, 载荷谱的施加由Test StarⅡs 控制系统实现。试验机经原国防科学技术工业委员会控制中心定期标定, 动载误差小于1%。

b. 载荷施加按试件净截面积计算。

c. 疲劳试验过程中试件置于密封的盐雾箱内。

d. 空气环境下试验频率为 $5\sim 10\text{Hz}$, 其他3种腐蚀介质环境下加载频率为 1Hz 。

e. 在正式进行腐蚀疲劳试验之前, 首先将试件在室温大气环境下进行②中载荷谱下一般环境下10%寿命的预试验, 然后对进行盐雾和盐雾 + SO_2 介质环境下试验的试件浸入3.5% NaCl 溶液中预浸泡72h。将进行潮湿空气环境下试验的试件放入室温相对湿度 $\text{RH}>90\%$ 的容器内, 预腐蚀72h。预腐蚀时试件中心孔均按飞机结构出厂情况安装销钉。试件预腐蚀完毕, 用纯净水清洗干净, 并卸下销钉将孔壁擦干, 再将销钉装上, 保存在干燥器皿中, 以备试验。

(2) 试验结果

在上述4种介质环境下进行了4组共20件试件的疲劳试验, 试验寿命见表6-13。

表6-13 歼8Ⅱ型飞机机轮半轴模拟试件单一介质下的腐蚀疲劳试验寿命

介 质	空气	潮湿空气	盐雾	盐雾 + SO_2
N_f (起落数)	19932	10543	12511	11496
	13443	17096	8073	9015
	27817	13799	6469	5988
	21485	21516	11824	7786
	19084	12435	9358	10202
试件数	5	5	5	5

(3) 试验结果的处理

参照参考文献 [6-2] 7.1.4 中关于腐蚀疲劳影响系数的处理方法, 假设腐蚀疲劳寿命服从对数正态分布, 得到各单一介质环境下的中值疲劳寿命, 则单一介质腐蚀疲劳影响系数为

$$k_i = \frac{N_{i,50}}{N_{0,50}} \quad (6-5)$$

式中: $N_{i,50}$ ——第 i 种单一介质下的中值腐蚀疲劳寿命;

$N_{0,50}$ ——实验室环境下的中值疲劳寿命。

将中值寿命和单一介质腐蚀疲劳影响系数列入表 6-14 中。

表 6-14 歼 8 II 型飞机机轮半轴在单一介质下的腐蚀疲劳影响系数

i	环 境	$N_{i,50}$ (起落数)	k_i
1	室温大气	19941	1
2	潮湿空气	14698	0.737
3	盐 雾	9426	0.473
4	盐雾 + SO ₂	8731	0.438

(4) 腐蚀疲劳影响系数

① 主起落架的使用环境谱

a. 起落架的使用及疲劳载荷的施加均在地面, 其腐蚀疲劳对应的使用环境谱应为地面环境谱。鉴于评定腐蚀疲劳影响系数所用的使用环境谱通常由若干种单一介质的百分比组成描述, 因此, 必须分析主起落架的地面环境, 将其也表示由几种单一介质的百分比组成。

b. 从 6.2.1.2 中的分析可知, 主起落架的地面环境用腐蚀相对严重的海南某机场表示。其主要腐蚀因素为潮湿空气及雾露。每年地面环境谱的作用相当于 1528 小时的标准潮湿空气的作用。它与全年 365 天 8760 小时的比值为 0.174。这就相当于起落架使用有 82.6% 在干燥大气环境下, 有 17.4% 在标准潮湿空气环境下。因此, 主起落架的使用环境谱可由干燥空气和潮湿空气两种介质组成, 各自的百分比分别为 $y_1 = 0.826$, $y_2 = 0.174$ 。

② 腐蚀疲劳影响系数

$$\text{取 } K = \sum_{i=1}^2 k_i y_i = 0.826 + 0.737 \times 0.174 = 0.954。$$

6.3.1.3 不同年飞行强度下的疲劳寿命评定

(1) 歼 8 II 型飞机机轮半轴一般环境下的寿命结论

参考第 2 章, 机轮半轴一般环境下疲劳定寿结论为: 1800 起落首翻 (检查), 总寿命 4200 起落。

(2) 典型年飞行强度对应的腐蚀条件下疲劳寿命

根据歼 8 II 型飞机以往年飞行强度的统计和今后可能达到的年飞行强度, 取年飞行强度 (YFH) 为 75、120 和 150 飞行起落; 考虑到歼 8 II 型飞机机轮半轴可能的首翻期和总

寿命指标, 取无腐蚀寿命 $N^* = 1200$ 、1500、1800、2700、3300、4200 和 4500 飞行起落。对上述各种 YFH 与无腐蚀寿命的组合, 采用参考文献 [6-2] 第 7 章给出的腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定方法和相应的计算程序, 分别计算出相应的综合考虑地面停放腐蚀与腐蚀疲劳影响的寿命 N_c 、综合腐蚀影响系数 M 及对应的使用年限 T , 并将计算结果列入表 6-15 中。

表 6-15 歼 8 II 型飞机机轮半轴腐蚀条件下疲劳寿命评定

YFH (起落数)	N^* (起落数)	1200	1500	1800	2700	3300	4200	4500
75	N_c (起落数)	919	1126	1326	1900	2263	2783	2951
	M	0.77	0.75	0.74	0.70	0.69	0.66	0.66
	T (年)	12.25	15.01	17.68	25.33	30.17	37.11	39.35
120	N_c (起落数)	954	1172	1368	2003	2396	2966	3151
	M	0.79	0.78	0.77	0.74	0.73	0.71	0.70
	T (年)	7.95	9.77	11.55	16.69	19.97	24.72	26.26
150	N_c (起落数)	968	1192	1411	2046	2453	3044	3236
	M	0.81	0.79	0.78	0.76	0.74	0.72	0.72
	T (年)	6.46	7.95	9.41	13.64	16.35	20.29	21.57

(3) 临界飞行小时数的计算

按参考文献 [6-2] 第 10 章给出的临界飞行强度计算方法, 并适当取整, 得到:

① 28 年日历总年限机轮半轴恰好达到疲劳总寿命对应的临界飞行强度为 $J_1 = 105$ 起落 (相当于 70 飞行小时)。

② 19 年日历年限机轮半轴恰好达到疲劳总寿命对应的临界飞行强度 $J_2 = 160$ 起落 (相当于 105 飞行小时)。

6.3.2 腐蚀条件下歼 8 II 后续飞机机轮半轴的疲劳寿命评定

6.3.2.1 地面停放腐蚀修正系数曲线 ($C-T$ 曲线) 的测定

(1) 试验概述

① 试验件

歼 8 II 后续飞机机轮半轴试验件编号为 J8FS-QLJ-10, 共 48 件。试件材料为 40CrNi2Si2MoVA 锻件。形式为含有一个 $\phi 8$ 销钉孔的拉伸试件, 厚度为 4mm, 工作段宽度为 33mm, 外表面喷丸。试验时将材料为 30CrMnSiNi2A 销钉连接在试件上。试件的防护体系为: 磷化后涂 H06-2 铁红色底漆, 再涂 H04-2 钢灰色磁漆, 与实际结构的工艺相同。试件的材料状态, 连接形式, 孔径、边距、厚度等几何尺寸, 加工工艺, 受力形式, 以及防护涂层, 等等, 均很好地模拟了机轮半轴的真实情况。模拟试件示意图如图 6-5 所示。

② 加速试验环境谱

采用 6.2.2 中给出的周期浸润加速试验环境谱。

③ 试验载荷

试验载荷谱的具体构成见 6.3.1.1(1)。

歼 8Ⅱ 后续飞机机轮半轴模拟试件孔所在横截面的净面积名义值为 $25\text{mm} \times 4\text{mm} = 100\text{mm}^2$ 。

④ 试验装置和试验条件

试验装置和试验条件与 6.3.1.1(1) 完全相同。

⑤ 试验过程

试验过程与 6.3.1.1(1) 基本相同,但预试验摸索得到应力调整系数 $k = 0.70$ 。疲劳载荷谱中最大应力为 $\sigma_{\max} = 569.99\text{MPa}$ 。分组进行 125、187.5 和 250h 的加速腐蚀试验,每组试件数为 7 件。

(2) 试验结果

① 加速腐蚀后疲劳寿命

在上述环境谱和载荷谱下完成了 4 组共 28 件试件的加速腐蚀和疲劳试验,加速腐蚀后疲劳寿命见表 6-16。

表 6-16 歼 8Ⅱ 后续飞机主起落架半轴销钉孔模拟试件加速腐蚀疲劳寿命

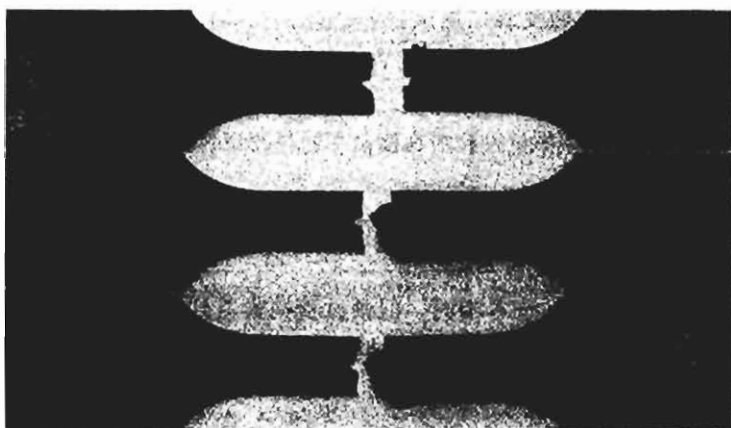
t (h)	0	125	187.5	250
N_i (起落数)	28932	18546	12672	18160
	44024	16844	21188	14692
	32257	22039	9156	22531
	29954	23466	18588	12679
	20485	22528	17687	30256
	18856	16638	34469	15337
	13145	28219	23161	11304
试件数	7	7	7	7

② 试件状态

加速腐蚀不同周期试件腐蚀情况见表 6-17 和图 6-11~图 6-14。

表 6-17 歼 8Ⅱ 后续飞机主起落架半轴销钉模拟试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况记录

t (h)	试件腐蚀情况
0	销钉表面有光泽,钉头表面涂层完好
125	无明显腐蚀,涂层完好
187.5	无明显腐蚀,涂层完好
250	无明显腐蚀,涂层完好



(a) 歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴未加速腐蚀的疲劳试件 (正面)



(b) 歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴未加速腐蚀的疲劳试件 (背面)

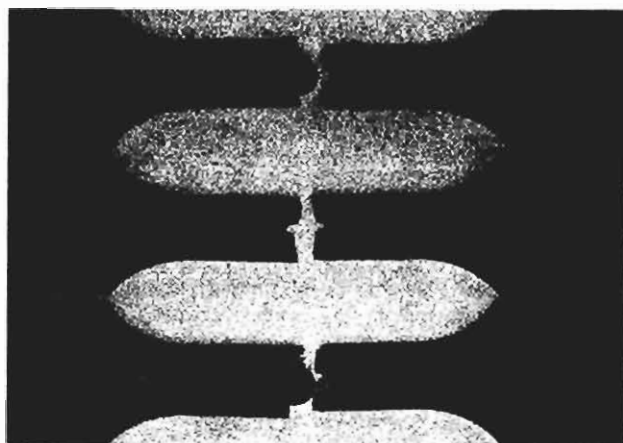


(c) 歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴未加速腐蚀的疲劳试件 (局部)

图 6-11 歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴未加速腐蚀的疲劳试件



(a) 歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴加速腐蚀 125h 后的疲劳试件 (正面)

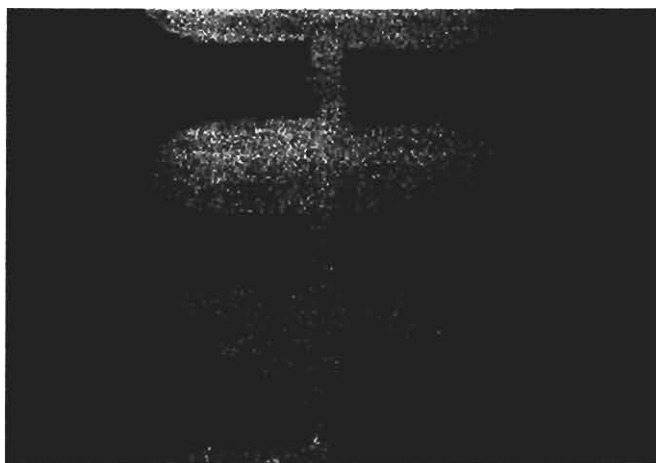


(b) 歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴加速腐蚀 125h 后的疲劳试件 (背面)

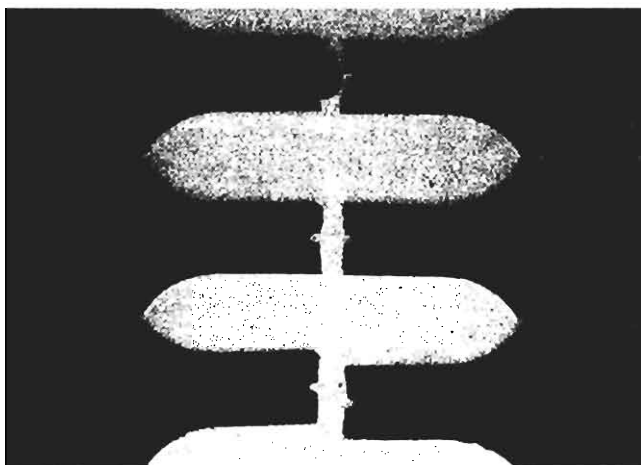


(c) 歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴加速腐蚀 125h 后的疲劳试件 (局部)

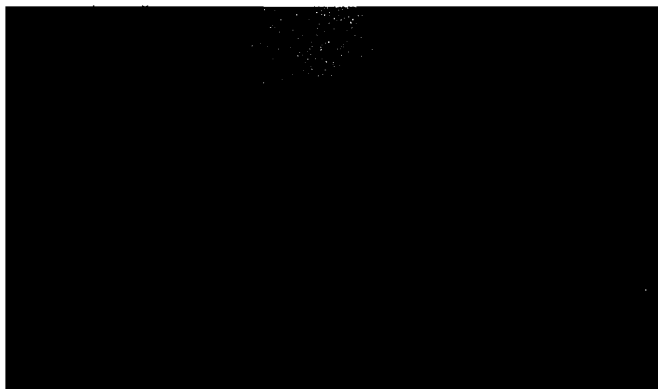
图 6-12 歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴加速腐蚀 125h 后的疲劳试件



(a) 歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴加速腐蚀 187.5h 后的疲劳试件(正面)



(b) 歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴加速腐蚀 187.5h 后的疲劳试件(背面)

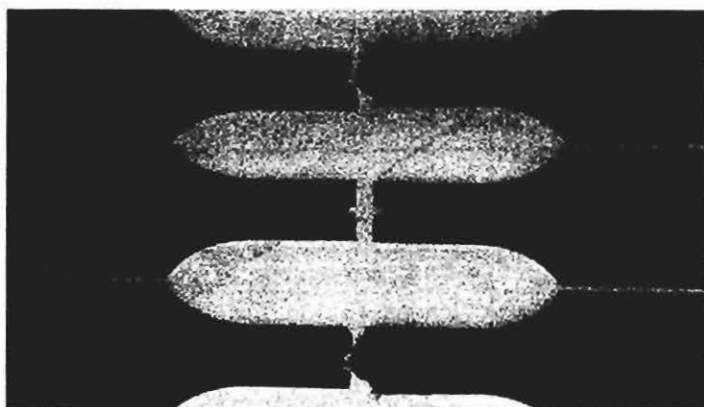


(c) 歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴加速腐蚀 187.5h 后的疲劳试件(局部)

图 6-13 歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴加速腐蚀 187.5h 后的疲劳试件



(a) 歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴加速腐蚀 250h 后的疲劳试件 (正面)



(b) 歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴加速腐蚀 250h 后的疲劳试件 (背面)



(c) 歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴加速腐蚀 250h 后的疲劳试件 (局部)

图 6-14 歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴加速腐蚀 250h 后的疲劳试件

(3) 试验结果的处理与分析

同 6.3.1.1(3) 的处理方法, 得到加速腐蚀后的中值疲劳寿命 N_{50} 、对数寿命标准差估计值 s 及地面停放腐蚀修正系数 C , 见表 6-18。

表 6-18 随机谱下加速腐蚀后的疲劳寿命处理结果

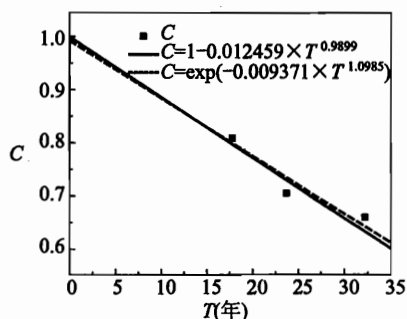
T (年)	0	15.6	23.4	31.3
N_{50} (起落数)	25084	20843	18136	16937
s	0.17476	0.08406	0.18539	0.14838
C	1	0.83092	0.72299	0.67521

$C-T$ 曲线拟合结果为:

① $C = 1.0 - 0.012459T^{0.9599}$ 相关系数 $r = 0.9820$

② $C = \exp(-0.009371T^{1.0985})$ 相关系数 $r = 0.9836$

两条曲线拟合效果良好, 而且差别非常微小, 见图 6-15。

图 6-15 歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴 $C-T$ 曲线拟合结果

6.3.2.2 腐蚀疲劳影响系数测定

(1) 试验概述

① 试验件

采用歼8Ⅱ后续飞机机轮半轴模拟试件, 试件材料、尺寸、形状、表面状态、防护体系与 6.3.1.1(1) 中图 6-5 相同。

② 载荷谱

疲劳载荷谱的构成与 6.3.1.1(1) 中给出的载荷谱完全相同, 通过预试验确定载荷调整系数为 $k = 0.70$ 。

③ 试验环境

同 6.3.1.2(1)。

(2) 试验结果

在上述 4 种介质环境下进行了 4 组共 22 件试件的疲劳试验, 试验寿命见表 6-19。

表 6-19 歼 8 II 后续飞机机轮半轴模拟试件单一介质下腐蚀疲劳试验寿命

介 质	空 气	潮湿空气	盐 雾	盐雾 + SO ₂
N _i (起落数)	12222	17146	9888	5325
	16772	21389	18658	15012
	61855	15065	10075	7978
	25902	18619	7821	14836
	26243	28421	11528	11920
		9267	9611	
试件数	5	6	6	5

(3) 试验结果的处理

参照参考文献 [6-2] 7.1.4 中关于腐蚀疲劳影响系数的处理方法, 假设腐蚀疲劳寿命服从对数正态分布, 得到各单一介质环境下的中值疲劳寿命, 则单一介质腐蚀影响系数为

$$k_i = \frac{N_{i,50}}{N_{0,50}} \quad (6-6)$$

式中: $N_{i,50}$ ——第 i 种单一介质下的中值腐蚀疲劳寿命;

$N_{0,50}$ ——实验室环境下的中值疲劳寿命。

将中值寿命和单一介质腐蚀影响系数列入表 6-20 中。

表 6-20 单一介质下歼 8 II 后续飞机机轮半轴模拟试件腐蚀影响系数

i	环 境	$N_{i,50}$ (起落数)	k_i
1	室温大气	24539	1
2	潮湿空气	17438	0.7106
3	盐 雾	10891	0.4438
4	盐雾 + SO ₂	10303	0.4199

(4) 腐蚀疲劳影响系数

① 使用环境谱同 6.3.1.2(4)①。

② 腐蚀疲劳影响系数

$$\text{取 } K = \sum_{i=1}^2 k_i y_i = 0.950。$$

6.3.2.3 不同年飞行强度下的疲劳寿命评定

(1) 歼 8 II 后续飞机机轮半轴一般环境下的寿命结论

参考第 2 章, 机轮半轴一般环境下疲劳定寿结论为: 1800 起落首翻 (检查), 总寿命为 5240 起落。

(2) 典型年飞行强度对应的腐蚀条件下疲劳寿命

根据歼 8 II 后续飞机以往年飞行强度的统计和今后可能达到的年飞行强度, 取年飞行强度 (YFH) 为 75、120 和 150 起落; 考虑到歼 8 II 后续飞机机轮半轴可能的首翻期和总

寿命指标, 取无腐蚀寿命 $N^* = 1200$ 、1500、1800、2700、3300、4200 和 4500 起落。对上述各种 YFH 与无腐蚀寿命的组合, 采用参考文献 [6-2] 第 7 章给出的腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定方法和相应的计算程序, 分别计算出相应的综合考虑地面停放预腐蚀与腐蚀疲劳影响的寿命 N_c 、综合腐蚀影响系数 M 及对应的使用年限 T , 并将计算结果列入表 6-21。

表 6-21 歼 8 II 后续飞机机轮半轴腐蚀条件下疲劳寿命评定

YFH (起落数)	N^* (起落数)	1200	1500	1800	2700	3300	4200	4500
75	N_c (起落数)	1046	1282	1508	2134	2512	3026	3184
	M	0.87	0.85	0.84	0.79	0.76	0.72	0.71
	T (年)	13.95	17.09	20.10	28.46	33.50	40.35	42.46
120	N_c (起落数)	1079	1331	1577	2279	2717	3336	3532
	M	0.90	0.89	0.88	0.84	0.82	0.79	0.78
	T (年)	8.99	11.09	13.14	18.99	22.64	27.80	29.43
150	N_c (起落数)	1090	1349	1601	2330	2792	3450	3661
	M	0.91	0.90	0.89	0.86	0.85	0.82	0.81
	T (年)	7.27	8.99	10.68	15.53	18.61	23.00	24.40

采用参考文献 [6-2] 第 10 章给出的临界飞行强度计算方法, 并适当取整, 得到:

① 28 年日历总年限机轮半轴恰好达到疲劳总寿命对应的临界飞行强度为 $J_1 = 128$ 起落 (相当于 85 飞行小时), 由于一般环境下疲劳寿命应高于 4500 起落, 所以 J_1 值实际上应高于上述值。

② 19 年日历年限机轮半轴恰好达到疲劳总寿命对应的临界飞行强度 $J_2 = 200$ 起落 (相当于 133 飞行小时)。

6.4 日历寿命体系评定

6.4.1 歼 8 II 型飞机主起落架机轮半轴日历寿命体系评定

① 年飞行强度 (YFH) < 105 起落 (相当于 70 飞行小时) 时, 机轮半轴可以满足日历总寿命要求而无需更换, 即其首翻期为 10 年, 第 2 次大修为 19 年, 总寿命为 28 年。全部取决于使用年限, 即使用寿命由日历寿命控制。

② YFH 在 105~160 起落范围内, 相当于 70~105 飞行小时范围, 使用寿命仍由日历寿命控制, 首翻期为 10 年, 总寿命为 19 年, 即在飞机第 2 次日历大修时更换机轮半轴。

③ YFH > 160 起落时, 相当于 105 飞行小时, 使用寿命由疲劳寿命控制, 首翻期为 1500 起落, 总寿命为 2850 起落, 即在飞机疲劳寿命第 2 次大修时更换机轮半轴。

6.4.2 歼8Ⅱ后续飞机主起落架机轮半轴日历寿命体系评定

① $YFH < 128$ 起落 (相当于 85 飞行小时) 时, 机轮半轴使用寿命由日历寿命控制, 即其首翻期为 10 年, 第 2 次大修为 19 年, 总寿命为 28 年。

② $YFH > 128$ 起落时, 相当于 85 飞行小时, 机轮半轴使用寿命由疲劳寿命控制, 即首翻期为 1500 起落, 第 2 次大修为 2850 起落, 总寿命为 4200 起落。

如上所述, 上述界限值实际上应高于 128 起落 (85 飞行小时)。

参 考 文 献

[6-1] 隋福成等. 歼8Ⅱ型飞机主起落架机轮半轴销钉孔应力谱计算. 第六〇一研究所技术报告, J8Ⅱ-03-3130, 2001

[6-2] 刘文琰, 李玉海等. 飞机结构日历寿命体系评定技术. 北京: 航空工业出版社, 2004

第7章 歼8系列飞机机身42框下半框腹板的日历寿命评定

7.1 引论

7.1.1 结构形式与腐蚀/裂纹故障概述

7.1.1.1 结构形式

歼8系列飞机的42框是机身最强的横向加强框，位于机身中部（如图7-1所示）。框前有6号上油箱、6号侧油箱、6号下油箱，框后仅有7号上油箱。飞机飞行时，42框后有压气机气流和二次气流。

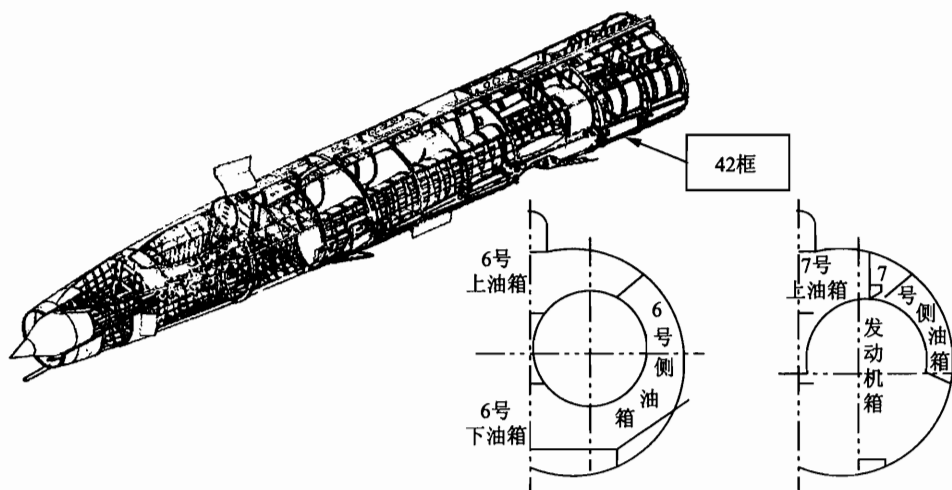


图 7-1 42 框在机身上的位置

42框为机身机翼结合第4个交点框，与机翼主梁相连接，框下部有351、530大梁通过。42框主要承受机翼传来的载荷，接头弯矩约占整个机翼总弯矩（ A'_{dwi} 情况）的74%左右；另外，还承受发动机推力梁载荷、背鳍载荷、油箱载荷、减速板收置槽梁载荷、351及530大梁传来的载荷及气动力载荷等。

42框由左、右横梁及上、下半框4个大模压件组合而成，如图7-2所示。

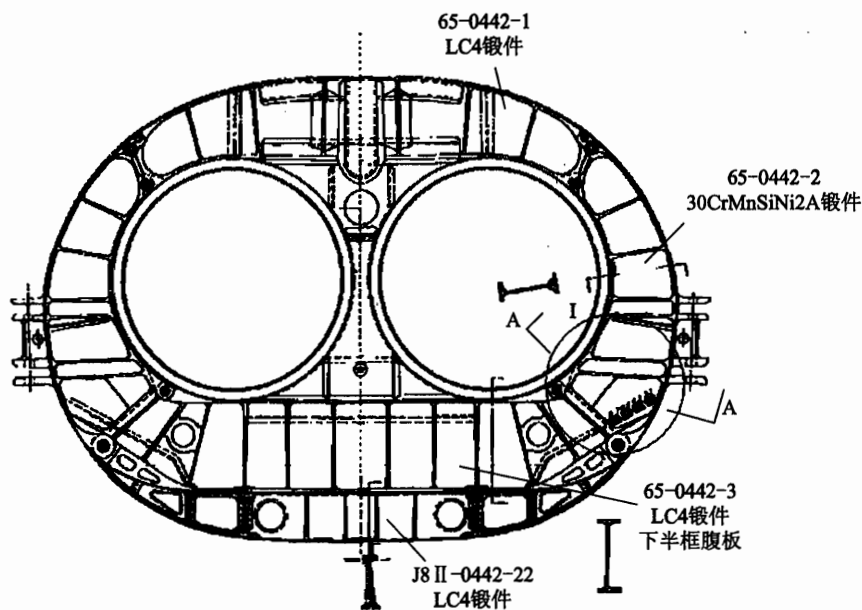


图 7-2 42 框结构图

左、右横梁 (65-0442-2) 材料为 30CrMnSiNi2A (模压), 与机翼主梁接头相连。

上半框 (65-0442-1)、下半框 (65-0442-3) 材料为 LC4 (模压), 各通过 4 个螺栓与左、右横梁相连。

7.1.1.2 腐蚀/裂纹故障

(1) 歼 8 型飞机××架飞机出现的腐蚀/裂纹故障

2001 年 3 月 12 日, 空×师×团 (××机场) 的歼 8 型飞机××架 42 框下半框腹板发生腐蚀断裂, 裂纹位置如图 7-3、图 7-4 所示。



图 7-3 42 框下半框腹板腐蚀和裂纹



图 7-4 42 框下半框腹板腐蚀和裂纹形态 (外侧观察)

经检查, 下半框腹板与油箱接触部位存在腐蚀现象, 多处漆层起泡, 起泡处漆层已局部脱落, 腐蚀现象明显; 起泡处实际板厚比无起泡部位薄 0.2~0.8mm。裂纹位于纵向加强筋旁 10mm 左右, 且平行于加强筋, 裂纹大致平直。

裂纹整个断面呈现约 45° 的剪切特征, 靠上横梁附近 (约 50mm 处) 有约长 30 mm 的断面呈陈旧性颜色, 可见明显层状剥蚀, 腹板上的其他断面呈现金属的银灰色。可以确定, 层状剥蚀部位即为裂纹源区。将源区部位的断口取下, 进行扫描电镜分析, 表明断口源区微观呈现剥落表面形貌和泥纹状, 未见机械的韧窝和准解理等形貌。

在剥落层片上随即进行了 X 射线能谱仪成分分析, 结果表明, 腐蚀产物中 C、S 元素含量较高。

分析可见, 42 框下半框腹板表面不存在明显的机械损伤, 内表面与油箱接触部位存在不同程度的腐蚀, 有些部位腐蚀非常严重。断口观察及金相分析均表明, 42 框下半框腹板发生了层间腐蚀和局部的横向晶间腐蚀, 腐蚀主要发生在与油箱接触部位, 说明腐蚀的发生是由于框表面与油箱接触而产生的。

(2) 现役歼 8 系列飞机 42 框下半框腹板腐蚀/裂纹情况的普查

从 2001 年 3 月 15 日开始, 在 42 框下半框腹板外场修复的同时, 对 5 个机场共 89 架飞机 42 框下半框腹板的腐蚀、裂纹损伤进行了较详细的检查, 又发现多架歼 8 系列飞机有类似问题, 导致部队 30% 左右的飞机停飞或限制飞行。

从外场检查结果看, 42 框下半框腹板腐蚀遍及下腹板左、右两个 351 大梁间的 5 个格子, 腐蚀全部发生在下半框腹板与油箱的接触面上 (框前)。腐蚀的类型有剥落腐蚀、点蚀和裂纹。

① 剥落腐蚀

剥落腐蚀表现为层间腐蚀和粉状腐蚀两种形式。层间腐蚀是在框腹板平面上因腐蚀而鼓包, 去除时, 呈片状蚀块脱落下来; 粉状腐蚀是在框腹板平面上因腐蚀而生成一种灰色粉末。所有的腐蚀, 不论是呈片状的还是灰色粉末状的, 面积都比较大, 但与点蚀相比, 其深度较浅。

② 点蚀

点蚀是在框腹板上出现灰色的腐蚀点, 蚀点的直径从1mm至15mm不等。点蚀处的腐蚀深度较深, 有的经打磨后, 腐蚀面积也就随之扩大, 有时甚至会将腹板打磨至很薄或将腹板打磨穿透, 致使修复腹板时必须开孔。

③ 腐蚀裂纹

凡在腐蚀处产生裂纹的部位, 腐蚀面积相对较小, 其裂纹长度、方向都有一定的规律, 裂纹大都是沿筋条方向出现在筋条两侧, 在筋条根部与腹板平面的过渡处, 但分布并不规则。从切下的残片可以看出, 腐蚀裂纹大都发生在筋条附近, 从框前看, 距筋条25~35mm处, 扩展至框后距筋条10~15mm处, 从框前的腐蚀处开始, 向框后至筋条方向扩展, 呈 $7^{\circ}\sim 15^{\circ}$ 的斜度(如图7-5所示), 直至框后10~15mm处裂纹穿透。也就是说, 在结构刚度发生突变处裂穿, 其中也包括油箱固定孔凸台的边缘。

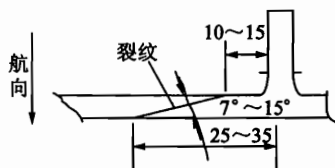


图7-5 42框下半框腹板裂纹走向

有完整检查记录的66架飞机中, 无腐蚀的仅有3架, 重度腐蚀的14架, 腐蚀深度较浅的26架, 产生腐蚀裂纹的25架。

腐蚀最严重的有3架:

海×师(××机场)的××架(使用7年), 修复时框腹板上共开了7个孔, 最大的2个孔面积为105mm×98mm和98mm×72mm;

空×师(××机场)的××架(使用21年), 下半框腹板上下裂开;

空×师(××机场)的××架(使用18年)在下半框腹板修复时共开11个孔, 最大的孔为51mm×16mm, 孔虽不大, 但比较多, 仅左1格子内就开了5个孔。

7.1.2 腐蚀因素分析

根据对各机场飞机42框下半框腹板腐蚀情况进行分析后认为, 其腐蚀原因主要有以下几个方面。

(1) 环境条件

从拆卸后的××架飞机内部结构来看, 整架飞机内部结构的腐蚀情况远不如42框下半框腹板那样严重。42框下半框腹板的腐蚀和6号下油箱内的局部环境有密切关系。从结构位置来看, 6号下油箱位于机身下部, 而且油箱上部不密封, 外部的带有盐、酸成分的湿气、雨水可以从机身上大梁6号侧油箱蒙皮接缝处进入6号下油箱, 而6号下油箱下部又无排水通道, 所以, 湿气、水分会长期集聚在油箱内部而不能及时排出或挥发。由于长期积水, 并有由积水蒸发的含盐、酸成分的潮湿空气, 导致该部位的腐蚀环境比外界自然环境还要恶劣, 使腹板极易腐蚀。从腐蚀情况来看, 湿度大、雨水多的沿海机场的飞机比内陆机场的飞机42框下半框腹板的腐蚀严重。腐蚀产物能谱分析结果表明, 腐蚀产物中含有S、Cl等成分, 说明腐蚀因素包含盐雾和含S介质。

飞行过程中42框后的压气机气流和二次气流的温度很高, 致使42框下半框腹板的温度可达 $70\sim 120^{\circ}\text{C}$ 。

(2) 结构设计

6号下油箱内仅LC4材料的42框腹板发生腐蚀, 而油箱舱内其他部位很少发现腐蚀,

因此, LC4 材料抗腐蚀能力较低是 42 框下半框腹板容易腐蚀的一个重要原因。

42 框下半框腹板只涂底漆, 未涂面漆, 且表面涂层喷涂不均, 使其防护能力较差, 如图 7-6 所示。应改进设计, 提高下半框腹板与油箱接触面的防护能力, 最好加涂面漆。

(3) 使用和维护

飞机飞行前, 油箱充油、耗油及放油过程中软油箱会与下半框腹板发生摩擦, 会使已起泡的涂层磨破, 加快基体的腐蚀过程。

飞行中腹板承受交变应力, 特别是在筋条附近, 应力水平较高, 这种交变应力在无腐蚀条件下不会在使用寿命期内产生疲劳裂纹(已为全尺寸结构疲劳试验证实), 但在局部产生腐蚀损伤而削弱了承载能力后, 却可能导致裂纹的出现, 即产生腐蚀/裂纹故障。

飞机使用维护不当亦是引起腐蚀的重要原因。例如海×师飞机经常用容易引起腐蚀的洗衣粉冲洗飞机表面, 有关 42 框下半框腹板腐蚀, 由于机体表面密封性差, 冲洗飞机时, 洗衣粉残液会从 6 号侧油箱进入 6 号下油箱, 引起油箱内沉积洗衣粉残液和杂质, 加重了局部环境, 也会使 42 框下半框腹板腐蚀。

飞机大修时对 42 框下半框腹板不进行重新涂底漆、面漆处理, 也是加速其腐蚀的重要原因。如果飞机大修时既能认真检查, 又能重新喷漆, 亦可减少其腐蚀发生。

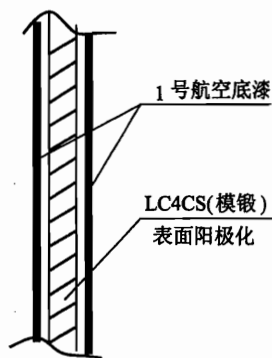


图 7-6 42 框下半框腹板原表面处理

7.1.3 腐蚀/裂纹故障的修理方案

歼 8 系列飞机 42 框下半框腐蚀/裂纹故障导致部队部分飞机停飞或限制飞行。为尽快恢复部队的战斗力, 对外场飞机的 42 框下半框腹板进行了修复。修复的基本原则是:

- ① 满足静强度、疲劳强度以及日历寿命要求。
- ② 因加强引起的刚度变化不能影响机翼机身交点载荷变化。
- ③ 修复方案能在外场实施。
- ④ 防止未出厂飞机再次发生类似故障。

根据上述原则, 考虑腐蚀损伤情况, 制定出防腐、防腐及补强和防腐及设计更改三个修复方案, 对外场飞机的 42 框下半框腹板进行了修复, 对未出厂飞机的 42 框下半框腹板进行了设计改进。

(1) 防腐修复方案

防腐修复方案是针对外场 42 框下半框腹板没发生腐蚀的飞机。由于原腹板没发现腐蚀, 仅需加强表面防护措施。对于这种情况, 在 42 框下半框腹板原有防护体系上再加涂一层 13-2 面漆及 XM18-1 胶液(如图 7-7 所示), 以提高局部防腐能力。这样处理不影响结构的刚度和强度, 简单易行。

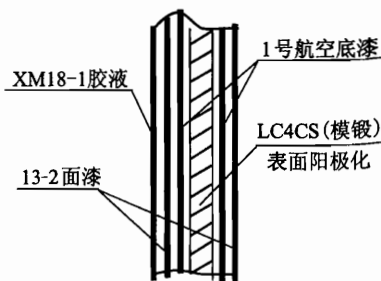


图 7-7 42 框下半框腹板防腐修复方案的表面处理

(2) 防腐及补强修复方案

防腐及补强方案是针对外场42框下半框腹板发生腐蚀的飞机。

由于腐蚀严重,清除腐蚀产物后,大大削弱了原腹板的强度,因此修复时需对原腹板进行加强,同时进行防腐处理。加强用的补强件材料为7075T7451,强度极限 $\sigma_b = 475\text{MPa}$,切面高度为256mm,腹板厚度为6mm。补强件表面阳极化,涂1号航空底漆后再涂一层13-2面漆及XM18-1胶液。

原板清除腐蚀产物后涂阿洛丁氧化,涂1号航空底漆后再涂一层13-2面漆及缝内密封胶LM-3,然后安装补强件。补强件的防护体系如图7-8所示。补强件安装在下半框的框前表面,下半框上、下凸缘间,左右两端各有15个 $\phi 5$ 螺栓与下半框腹板连接,腹板格子筋条的两侧各用 $\phi 5$ 铆钉连接,上、下凸缘与下半框凸缘分别用铆钉和螺栓连接,安装图如图7-9所示。补强件有以下两种类型:

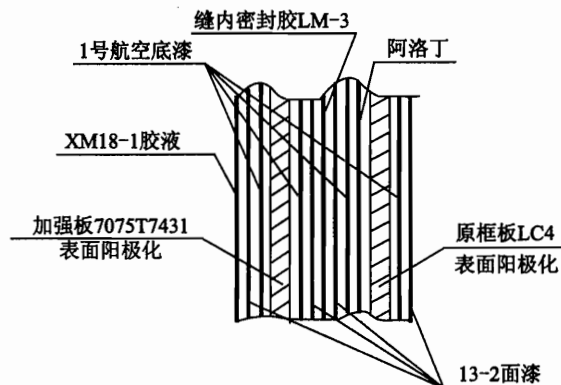


图7-8 42框下半框腹板防腐+补强方案的表面处理

① 长度为682mm的短板。适用于351大梁外侧无腐蚀的飞机,仅加强左、右351大梁间的部分,螺栓与腹板在油箱内部连接。

② 长度为842mm的长板。适用于351大梁外侧已腐蚀的飞机,加强件延长至左、右351大梁外部,螺栓与腹板在油箱外部连接。

补强修理后的42框下半框如图7-9所示。

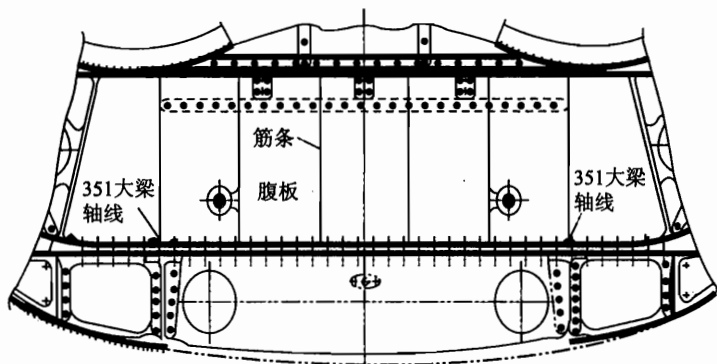


图7-9 补强修理后的42框下半框

在疲劳载荷作用下,结构件的破坏大多从紧固孔开始。歼8型飞机42框是机身的重要受力框,从有限元的计算结果和试验结果可知,在设计载荷下,42框下半框的缘条和腹板的应力达到200~300MPa;42框下半框修复前在载荷谱下,高应力一般在100~130MPa之间。根据疲劳危险部位的确定原则,42框下半框上、下缘条紧固孔区域为疲劳危险部位。

补强修复后, 42框下半框的疲劳危险部位有以下3处:

- ① 加强板与原框腹板两端钉孔区域。
- ② 42框下半框上缘条铆钉孔区域。
- ③ 42框下半框下缘条螺栓孔区域。

歼8Ⅱ型飞机翼身组合体疲劳试验共做了4倍寿命期(4×3000 飞行小时)。先用实测谱做了2倍寿命期(2×3000 飞行小时), 然后用修改谱做了2倍寿命期。为与歼8Ⅱ型飞机翼身组合体疲劳试验相同, 42框下半框采用了两种载荷谱进行试验。即先用歼8型飞机实测重心载荷谱(下面简称为实测谱, 见任务书J8Ⅱ-03-3133)做了72个加载循环(2倍寿命期, 2×3000 飞行小时), 然后用修改后的歼8型飞机实测重心载荷谱(下面简称为修改谱, 见任务书J8Ⅱ-03-3133A)做了108个加载循环(3倍寿命期, 3×3000 飞行小时), 一共做了180个加载循环(5倍寿命期, $5 \times 3000 = 15000$ 飞行小时)试验。在做完15000飞行小时疲劳试验后, 对42框下半框与补强件的连接区进行了全面检查, 用50倍放大镜目视检查, 未发现裂纹。补强结构的使用寿命满足3000飞行小时的使用要求。

(3) 防腐及设计更改修复方案

防腐及设计更改修复方案是针对尚未出厂的飞机。

原42框下半框腹板结构的材料为LC4CS模锻, 强度极限 $\sigma_b = 510\text{MPa}$, 切面高度为275mm, 腹板厚度为3.5mm。为提高新出厂飞机42框下半框腹板的强度, 对下半框腹板的结构尺寸作了以下局部设计更改:

- ① 腹板厚度由原来的3.5mm改为5.0mm。
- ② 立筋厚度由原来的5mm改为6mm。
- ③ 腹板中间加一厚度为8mm的横向筋条。

④ 腹板材料仍为LC4CS模锻, 防护体系与防腐方案相同。虽然腹板厚度略有增加, 但不影响框的总体刚度。

7.2 加速试验环境谱与当量加速关系

7.2.1 加速试验环境谱

7.2.1.1 加速试验环境谱的选取原则

国内外尚未见到与42框下半框腹板类似的飞机结构内部腐蚀关键部位的加速试验环境谱, 但是已经建立了飞机结构外露腐蚀关键部位和金属基体的加速试验环境谱。42框下半框腹板表面涂有一层1号航空底漆, 其腐蚀因素主要为含盐雾或酸性气体的湿气, 涂层腐蚀失效后才会发生金属基体的腐蚀损伤。由于失效机理相同, 可以在上述谱的基础上, 根据具体部位的环境进行适当调整, 建立适用的加速试验环境谱, 环境谱的适用性需要通过预先试验验证。

7.2.1.2 修改的涂层加速试验环境谱下的预试

(1) 谱的构成

由于涂层的腐蚀失效机理和失效过程与外露涂层无明显差别, 从而可以根据实际局部

环境对外露腐蚀关键部位加速试验环境谱进行适当调整和改进。参照参考文献[7-1]第5章给出的飞机结构外露腐蚀关键部位涂层加速试验环境谱,根据42框腐蚀环境的特点,对该谱进行细化和修改。具体流程如图7-10、图7-11所示。

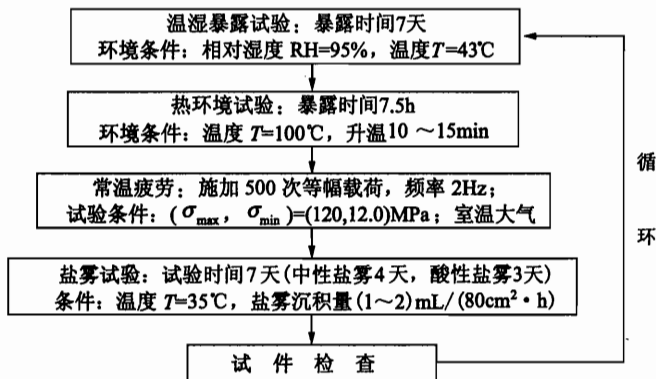


图 7-10 平板试件涂层加速试验环境谱流程图

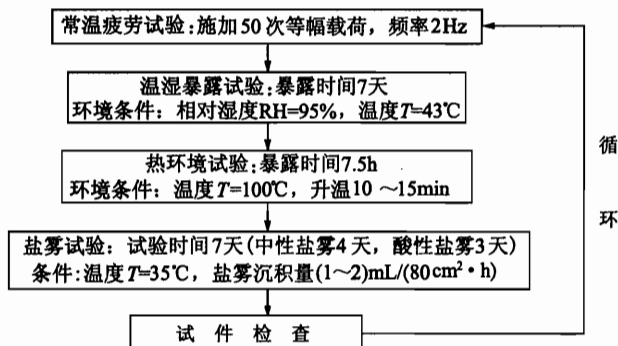


图 7-11 带筋试件涂层加速试验环境谱流程图

- ① 温湿试验。基本不变，取温度 $T=43^{\circ}\text{C}$ ，相对湿度 $\text{RH}=95\%\sim 100\%$ ，暴露时间 7 天。
- ② 紫外线照射试验。由于 42 框属于内部结构，无紫外线的照射作用，删去紫外线照射环境块。
- ③ 热冲击试验。外场调研表明，飞行过程中 42 框下半框腹板温度会达到 $70\sim 120^{\circ}\text{C}$ ，平均作用时间为 $5\sim 10$ 小时/年，从而试验中取温度为 100°C ，平均作用时间 7.5h。
- ④ 低温疲劳。42 框下半框处不存在低温环境，而 100°C 左右温度对铝合金疲劳性能基本无影响，从而疲劳加载过程在常温下进行，应力水平由有限元分析给出，并由等损伤的原则折算为若干次谱中高载对应的恒幅载荷。由于 42 框下半框腹板筋条附近产生应力集中，该处应力水平明显高于板面的应力水平。
- ⑤ 盐雾试验。与外露部位相同，4 天中性盐雾 + 3 天酸性盐雾，共 7 天，中性盐雾由 $5\%\pm 1\%$ NaCl 溶液产生；酸性盐雾则由加入稀 H_2SO_4 、 $\text{pH}=3.5\sim 4.5$ 的 5% NaCl 溶液产生，环境温度 $T=35\pm 2^{\circ}\text{C}$ 。

(2) 试件

- ① 平板试件。针对外场 42 框下半框腹板涂层失效后金属基体的严重腐蚀，用于加速

试验环境谱及当量加速关系研究。试件数 10 件。应力水平为 $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min}) = (120, 12.0)$ MPa, 每周循环 500 次。

② 带筋试件。针对筋条附近出现裂纹的情况, 用于腐蚀/裂纹再现试验。试件数 10 件, 并根据应力水平的不同分为两组: $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min}) = (240, 24.0)$ MPa, 应力水平由有限元分析结果按等损伤折算得到, 试件数 5 件; $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min}) = (360, 36.0)$ MPa, 试件数 5 件。每周循环 50 次。

③ 平板涂层划伤试件。模拟涂层初始缺陷或涂层失效后对基体腐蚀损伤的影响情况。在平板试件上制造 3 条划痕, 长度分别为 10mm、20mm、30mm。根据涂层划伤程度的不同又分为两组: 涂层未划透试件 (涂层划伤但未伤及基体) 和涂层划透试件 (涂层划透伤及基体), 每组 3 件。应力水平同平板试件。

试件材料为 LC4CS 铝合金, 表面涂 1 号航空底漆, 试件加工、表面涂层均与外场飞机实际结构相同。试件示意图分别如图 7-12~图 7-14 所示。

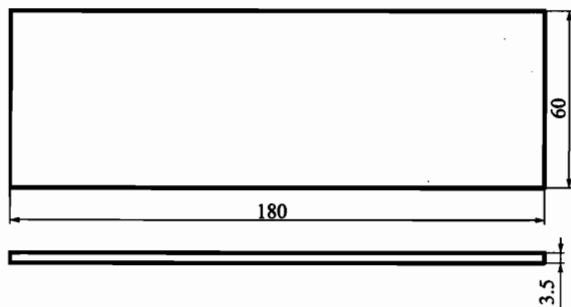


图 7-12 42 框平板试件示意图

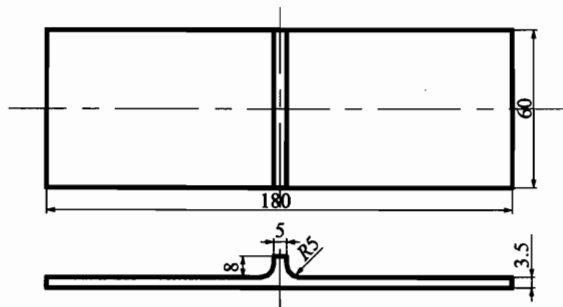


图 7-13 42 框带筋试件示意图

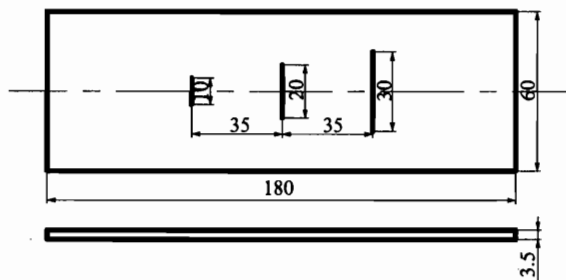


图 7-14 涂层初始划伤试件示意图

(3) 试验情况

平板试件和带筋试件在涂层加速试验环境谱下进行了5个周期的加速腐蚀试验。平板涂层划伤试件在涂层加速试验环境谱下进行了3个周期的加速腐蚀试验。加速腐蚀试验结果见表7-1~表7-2和图7-15~图7-17。

表7-1 加速腐蚀3个周期后42框下半框腹板模拟试件腐蚀情况

评定指标		平板试件	带筋试件		涂层划伤平板试件	
			高应力	低应力	未划透	划透
起 泡	大小	基本上全为可见气泡	大面积的直径 $\leq 1.0\text{mm}$ 的气泡	较大面积的直径 $\leq 1.0\text{mm}$ 的气泡	几个直径 $\leq 1.0\text{mm}$ 的气泡	一定数量密集的直径 $\leq 0.5\text{mm}$ 的气泡
	密度	局部密集	密集, 不均匀	局域化, 不均匀	稀疏	局域化
失 光	失光率(%)	不明显, 正面涂层由浅黄色变为棕黄色	不明显, 正面涂层由浅黄色变为深黄色	不明显, 正面涂层由浅黄色变为深黄色	不明显, 光泽度下降、颜色转暗	不明显, 光泽度下降、颜色转暗
粉 化	粉化程度	用力擦, 手指上沾一定数量的颜料粒子	用力擦, 手指上沾一定数量的颜料粒子	用力擦, 手指上沾一定数量的颜料粒子	用力擦, 手指上沾一定数量的颜料粒子	用力擦, 手指上沾一定数量的颜料粒子

表7-2 加速腐蚀5个周期后42框下半框腹板模拟试件腐蚀损伤情况

评定指标		平板试件	带筋试件	
			高应力	低应力
起 泡	大小	直径为0.2~0.8mm的气泡	直径为0.2~1.5mm的气泡	直径为0.2~1.0mm的气泡
	密度	基本全部起泡; 气泡密度呈局域化	基本全部起泡; 密度高, 分布不均匀	基本全部起泡; 密度和大, 小呈局域化
基 体 腐 蚀	蚀点大小	直径0.3mm	直径1.5mm	直径0.8mm
	腐蚀产物	少量灰黑色腐蚀产物	少量灰黑色腐蚀产物	少量灰黑色腐蚀产物
失 光	失光率(%)	明显: 表面涂层由浅黄色变为无光泽的浅黄色	明显: 表面涂层由浅黄色变为无光泽的浅黄色	明显: 表面涂层由浅黄色变为无光泽的浅黄色
粉 化	粉化程度	用力擦, 手指上沾一定数量的颜料粒子	用力擦, 手指上沾一定数量的颜料粒子	用力擦, 手指上沾一定数量的颜料粒子



图7-15 涂层加速腐蚀5个周期后的局部腐蚀情况



图 7-16 涂层划透的 3 个周期后



图 7-17 涂层未划透的 3 个周期后

(4) 分析

修改的涂层加速试验环境谱下模拟试件腐蚀损伤形式主要表现为涂层起泡、失光变色,基体没有出现明显的腐蚀现象,腐蚀损伤情况不明显。说明该谱无法在合理的周期内再现外场出现的腐蚀损伤,修改的加速试验环境谱不适用于42框下半框腹板。

7.2.1.3 EXCO 浸泡+常温疲劳的预试验

(1) 谱的构成

7.2.1.2的结果表明,必须加重环境谱。由于结构材料为LC4铝合金,外场出现了明显的腐蚀损伤。铝合金常用EXCO溶液进行加速腐蚀,可以采用该溶液进行预腐蚀试验。考虑到42框承受着相当大的载荷作用,加速试验环境谱1个周期由以下两部分构成:

① EXCO 浸泡 7 天,温度 $T = 25 \pm 2^\circ\text{C}$ 。EXCO 溶液配比为:

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

② 常温疲劳。室温大气环境下施加等幅载荷, $f = 4\text{Hz}$ 。

(2) 试件

① 平板试件。研究涂层失效及失效后的金属基体腐蚀情况,同7.2.1.2中平板试件。试件数6件。

② 带筋涂层划伤试件。用于研究腐蚀/裂纹情况,试验前对试件正面(非带筋面)筋条附近的涂层进行较大面积划伤处理,构成涂层的局部损伤,如图7-18所示。试件数6件。

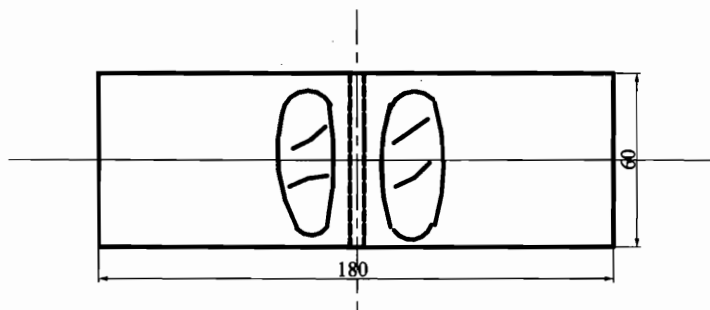


图 7-18 带筋试件涂层局部损伤示意图

(3) 试验结果

① 平板试件加速腐蚀试验结果

先进行疲劳试验, 应力水平 $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min}) = (120, 12.0)$ MPa, 循环 500 次。然后进行 EXCO 溶液浸泡试验。平板试件腐蚀情况见表 7-3 和图 7-19。



图 7-19 平板试件 EXCO 溶液浸泡 7 天后的涂层腐蚀情况

表 7-3 平板试件 EXCO 溶液浸泡 7 天后的涂层腐蚀情况

评定指标		平 板 试 件
起泡	大小	肉眼可见直径为 0.2~3.0mm 的气泡
	密度	部分试件表面有较多的可见气泡
基体 腐蚀	蚀点大小	正常视力下试件表面无基体蚀点
	腐蚀产物	无
失光	失光率(%)	失光变色现象比较明显, 试件正面由浅黄色变为略近白色; 光泽度明显下降
粉化	粉化程度	用力擦, 手指上沾几粒颜料粒子

② 带筋试件加速腐蚀试验结果

EXCO 溶液浸泡 7 天后划伤处大面积腐蚀, 蚀坑深度在 1mm 以上; 试件表面涂层失光变色现象非常明显。腐蚀情况如图 7-20 所示。



图 7-20 带筋试件腐蚀后的腐蚀情况

室温大气环境下进行疲劳试验。试验情况见表7-4。

表7-4 带筋试件腐蚀后疲劳试验

$(\sigma_{\max}, \sigma_{\min})$ (MPa)	试件编号	加载次数	附 注
(380, 38.0)	2	3373	断裂
	3	1678	断裂
	5	3000	形成主裂纹

2号、3号试件未产生穿透型裂纹即发生断裂,表明应力水平过高。从而当5号试件在(380,38.0)MPa应力水平下循环3000次形成主裂纹后,应力水平降至(240,24.0)MPa循环30423次断裂,形成了穿透型裂纹。试件断口如图7-21所示。由于腐蚀坑的存在,出现了明显的多裂纹特征,但是在主裂纹处穿透。



图7-21 带筋试件 EXCO 腐蚀7天后的疲劳断口

(4) 试验结果分析

① EXCO 溶液浸泡7天的涂层腐蚀情况比修改的涂层加速试验环境谱下5个周期的涂层腐蚀损伤情况严重得多,并且其主要的腐蚀损伤形式为较大直径的气泡、失光变色。将涂层气泡破坏后继续腐蚀6天,结果出现明显的点蚀和剥落腐蚀,与外场腐蚀形式相同;腐蚀产物呈灰白色,与外场腐蚀产物颜色相同;对腐蚀4天、6天的腐蚀产物进行能谱分析,结果表明不含硫成分。

② EXCO 溶液浸泡的方式可以再现外场出现的典型腐蚀损伤形式,但腐蚀产物成分存在一定的差别。从而溶液组分需要进行一定的调整。

③ 当结构表面涂层失效,金属基体发生腐蚀后,(240,24.0)MPa 应力下筋条附近形成了穿透型裂纹。应能再现腐蚀/裂纹故障。

7.2.1.4 EXCO 溶液更改酸液成分的溶液浸泡+常温疲劳的试验

(1) 谱的构成

由于腐蚀产物的差别,在 EXCO 溶液的基础上进行适当的调整,确定对应的加速试验环境谱1个周期由以下两块构成:

① 溶液浸泡2天。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 , 每升溶液加入 3mL 浓 H_2SO_4 , 保证溶液 $\text{pH}=0.4$ 。并将环境温度定为 $T=43\pm 2^\circ\text{C}$ 。

② 常温疲劳。室温大气环境下施加恒幅载荷若干次,频率 4Hz。

(2) 试验情况

① 平板涂层划伤试件加速腐蚀试验

a. 试件

平板涂层划伤试件 10 件, 其中涂层未划透试件 5 件, 涂层划透试件 5 件。试件形式与 7.2.1.2 (2) 中试件完全相同。

b. 加速腐蚀试验的实施

恒温溶液浸泡腐蚀试验在北京航空航天大学 302A 温湿试验箱 (如图 7-22 所示) 中进行, 调整试验箱的温度, 保证容器中溶液的温度恒定。疲劳试验在北京航空航天大学固体力学研究所的 MTS880-500kN 疲劳试验机上进行, 应力水平 (120, 12.0) MPa, 循环 500 次。



图 7-22 302A 温湿试验箱



图 7-23 平板涂层划伤试件腐蚀情况

c. 平板涂层划伤试件加速腐蚀试验结果

平板涂层划伤试件进行了 6 个周期的腐蚀试验, 主要的腐蚀损伤形式为点蚀和剥落腐蚀。腐蚀情况如图 7-23 所示。

d. 涂层划伤试件失效形式

(a) 剥落腐蚀

金属基体发生明显的剥落腐蚀, 典型情况如图 7-24 所示。



图 7-24 涂层划伤试件严重剥落腐蚀

(b) 蚀坑底部出现裂纹

部分试件在加速腐蚀一定周期后, 疲劳载荷作用导致蚀坑底部出现明显的穿透型裂纹。再现了外场腹板腐蚀区域出现的裂纹。典型情况如图 7-25 所示。

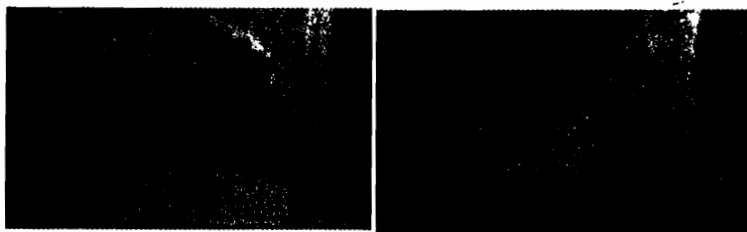


图 7-25 涂层划伤试件腐蚀/裂纹损伤

(c) 腐蚀穿透

部分试件在加速腐蚀过程中, 金属基体腐蚀穿透, 典型情况如图 7-26 所示。



图 7-26 涂层划伤试件腐蚀穿透

② 平板试件加速腐蚀试验

a. 试验情况

试件数 9 件, 试验过程中进行留样处理, 保证最后有效试件数为 6 件。应力水平 (120, 12.0) MPa, 循环 500 次。在上述加速谱下, 平板试件气泡直径达到一定尺寸 (本试验取为 5.0mm) 后, 挑破气泡以模拟油箱对涂层的摩擦作用, 然后再进行金属基体加速腐蚀 7 个周期, 试验结果如图 7-27~图 7-34 所示。

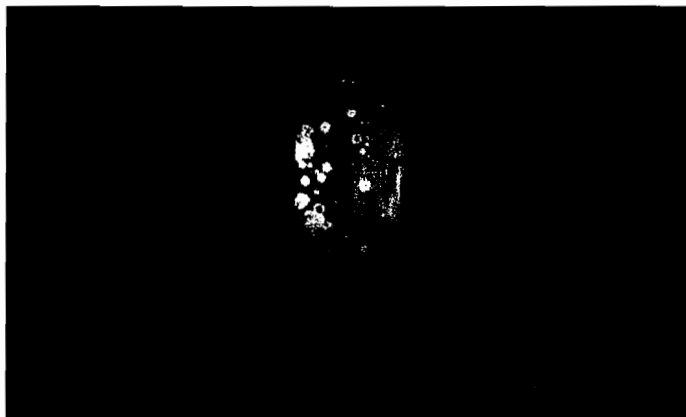


图 7-27 不同周期的涂层腐蚀损伤情况

试件蚀坑最大腐蚀深度均在 3.0mm 以上, 直接进行等幅疲劳试验至试件出现穿透型裂纹。

b. 平板试件失效形式

(a) 涂层气泡直径至指定尺寸

试件加速腐蚀7~10个周期,试件表面气泡直径达到指定尺寸,如图7-28所示。

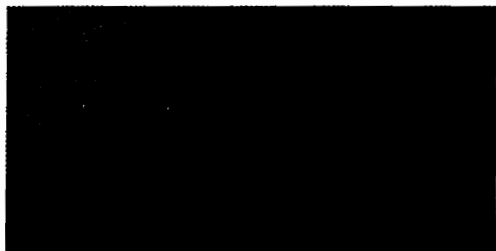


图7-28 涂层腐蚀典型气泡形式



图7-29 气泡挑破后基体严重剥落腐蚀

(b) 基体严重剥落腐蚀

气泡挑破后,金属基体形成大面积严重剥落腐蚀,如图7-29所示。

(c) 气泡挑破与不挑破基体腐蚀情况对比

个别试件在气泡直径达到5.0mm后,挑破气泡继续试验,新气泡尺寸、数目不断增加,但不挑破新的气泡,结果气泡未挑破处金属基体腐蚀要轻得多,具体情况如图7-30所示。



图7-30 气泡挑破与不挑破基体腐蚀情况对比试验结果

(d) 腐蚀/裂纹情况

金属基体加速腐蚀7个周期后进行疲劳试验,至3件试件出现穿透型裂纹。试件典型穿透裂纹形态如图7-31所示。

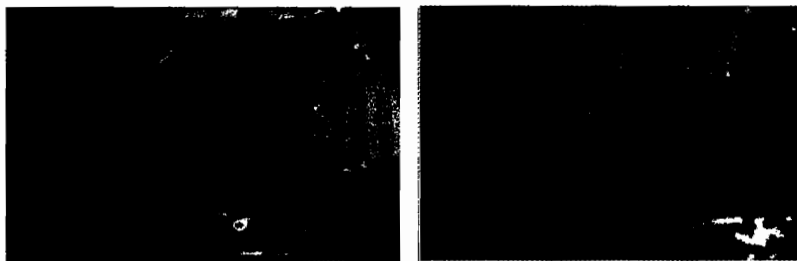


图7-31 平板试件加速腐蚀穿透型裂纹

③ 筋条附近裂纹再现试验

a. 试件

不详细研究涂层失效过程,仅分析在涂层失效后是否能再现外场筋条附近的腐蚀/裂纹。试验前对带筋试件正面涂层进行局部小面积的划伤处理,局部涂层划伤尺寸初步确定为3.0mm×0.5mm,具体位置如图7-32所示。

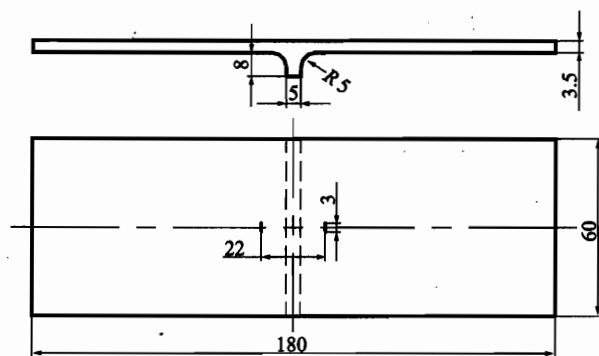


图 7-32 42 框带筋试件示意图

b. 疲劳试验

每周期载荷循环 1000 次。为了研究载荷对裂纹形态的影响, 根据应力水平的不同分为两组, 高应力水平 5 件, 低应力水平 5 件。其加速环境的差别仅仅为载荷水平。

(a) $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min}) = (360, 36.0) \text{ MPa}$; 试件数 5 件。

(b) $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min}) = (240, 24.0) \text{ MPa}$; 试件数 5 件。

c. 试验结果

在上述涂层加速谱下分别进行了两组试件 10 个和 9 个周期的加速腐蚀试验, 高应力水平下试件未出现穿透型裂纹即断裂, 低应力水平下各试件均产生穿透型裂纹。低应力水平下试件的腐蚀情况和腐蚀/裂纹情况如图 7-33、图 7-34 所示。

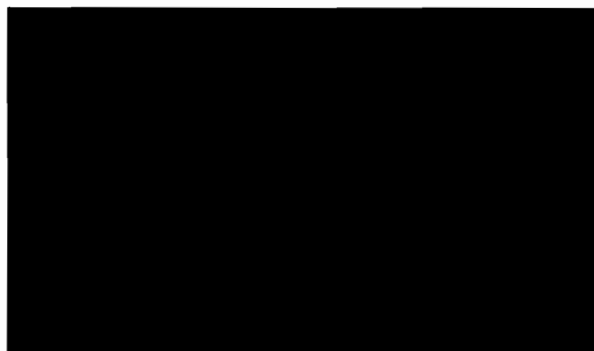


图 7-33 带筋试件加速腐蚀情况 (低应力水平)

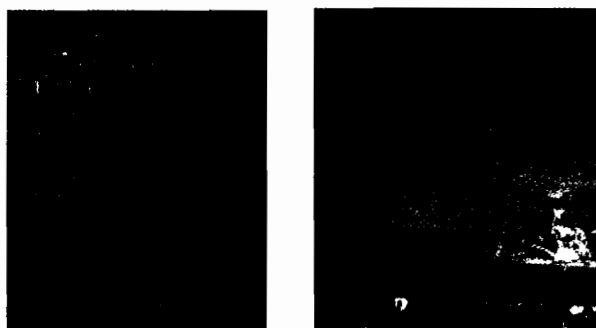


图 7-34 穿透裂纹

(3) 加速腐蚀试验结果与外场腐蚀损伤形式的对比分析

① 腹板腐蚀损伤形式的一致性分析

a. 平板试件加速腐蚀试验中出现的点蚀、剥落腐蚀及腐蚀/裂纹等腐蚀情况,以及腐蚀产物形态,与外场腐蚀情况基本一致;涂层划伤试件出现裂纹,腐蚀穿透现象也较好地再现了外场42框下半框腹板的腐蚀情况。

b. 平板试件气泡挑破后的试验结果表明,涂层气泡对基体仍有一定的保护作用。涂层气泡直径达到指定尺寸后,虽然基体也发生了一定程度的腐蚀,但是在后续几个周期的腐蚀后气泡不挑破,基体腐蚀情况明显弱于气泡挑破后基体腐蚀情况,实验室的操作过程较好地模拟了外场涂层的腐蚀损伤。

② 带筋试件腐蚀/裂纹形态的一致性

加速腐蚀试验得到的试件失效形式主要表现为蚀坑+穿透裂纹的形式,蚀坑的形状与外场飞机42框下半框腹板的腐蚀情况比较接近。总的来说,加速腐蚀损伤形式与外场一致。

③ 腐蚀产物的一致性分析

对气泡挑破后金属基体加速腐蚀1、2、3、6个周期的腐蚀产物进行能谱分析,结果表明,加速腐蚀产物成分和外场腐蚀产物的成分没有明显差别,特别是S的含量与外场腐蚀产物中出现的基本相同,从而进一步证明了加速试验环境谱的合理性。能谱分析结果见表7-5。

表7-5 加速腐蚀试验后试件腐蚀产物与外场腐蚀产物能谱分析结果

重量百分比(%) 成分	加速腐蚀				外场腐蚀			
	1	2	3	6	1	2	3	4
S	2.82	0.96	0.95	3.55	3.05	1.74	0.83	1.87
Cl	7.96	8.01	17.97	38.64	2.58	0.85	2.78	1.87

腐蚀产物颜色与外场腐蚀产物颜色相同,呈灰白色。

加速腐蚀试验产生的试件腐蚀形式再现了外场歼8系列飞机42框下半框腹板的腐蚀形式,表明所编制的加速试验环境谱有效可行。

7.2.1.5 加速试验环境谱的确定

从上述试验和分析结果可以看出,7.2.1.4中提出的加速试验环境谱,即更改酸液成分的EXCO溶液浸泡2天+常温疲劳,适用于42框下半框腹板。42框下半框腹板的不同部位,恒幅疲劳载荷的应力水平和循环次数不同。

7.2.2 当量加速关系的确定

7.2.2.1 当量加速关系的确定方法

采用腐蚀程度对比法确定42框下半框腹板当量加速关系。由于无法得到涂层失效时间,由实验室加速腐蚀数据,反推加速腐蚀涂层失效时间 t_0 ;假定不同环境对涂层和金属基体加速程度相同,用实验室确定的涂层失效时间在总时间中的比例 k 确定外场结构的涂层失效时间 T_0 ,则当量加速关系为 $\beta = \frac{T_0}{t_0}$ 。具体过程如下。

(1) 加速腐蚀涂层失效时间 t_0 的确定

腐蚀动力学规律为

$$d = a(t - t_0)^a \quad (7-1)$$

式中: t ——加速腐蚀时间;

d ——腐蚀深度;

t_0 ——涂层失效时间;

a 、 α ——曲线参数。

将上式两边取对数转化为线性方程

$$\ln d = \ln a + a \ln(t - t_0) \quad (7-2)$$

记 $y_i = \ln d_i$, $x_i = \ln(t_i - t_0)$, 回归分析相关系数为

$$r = \frac{l_{xy}}{\sqrt{l_{xx}l_{yy}}}$$

$$\text{式中, } l_{xy} = \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y}), l_{xx} = \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2, l_{yy} = \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2, \bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i, \bar{y} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i.$$

显然, r 是 t_0 的函数, 由相关系数取极值: $r = \max(r)$ 确定 t_0 。

$$\begin{aligned} \frac{\partial \ln r}{\partial t_0} = 0 \Rightarrow & \frac{1}{l_{xy}} \left[\sum_{i=1}^n \left(\frac{\ln d_i}{t_i - t_0} \right) - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left(\frac{1}{t_i - t_0} \right) \sum_{i=1}^n \ln d_i \right] \\ & - \frac{1}{l_{xx}} \left[\sum_{i=1}^n \left(\frac{\ln(t_i - t_0)}{t_i - t_0} \right) - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \ln(t_i - t_0) \sum_{i=1}^n \left(\frac{1}{t_i - t_0} \right) \right] = 0 \end{aligned} \quad (7-3)$$

对上式进行数值求解, 可以得到 t_0 。则 $a = \frac{l_{xy}}{l_{xx}}$, $\ln a = \bar{y} - a\bar{x}$ 。

从而每个试件的涂层失效时间 $t_{0,j}$ ($j = 1, \dots, m_i$) (m_i 为加速腐蚀试件数) 构成一个样本, 可以对其进行参数估计。

(2) 外场涂层失效周期 T_0

给定腐蚀深度 d_i , 由每个试件腐蚀动力学规律得到每个试件对应的腐蚀时间 $t_{i,j}$ 及实验室加速腐蚀下每个试件涂层失效时间与总时间的比 $k_{i,j}$

$$t_{i,j} = t_{0,j} + \left(\frac{d_i}{\alpha_j} \right)^{\frac{1}{\alpha_j}}, k_{i,j} = \frac{t_{0,j}}{t_{i,j}} \Big|_{d(t_{i,j})=d_j} \quad (7-4)$$

式中: i ——腐蚀深度序号;

j ——试件号。

取

$$\ln k_i = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n \ln k_{i,j} \Big|_{d_i} = \ln \bar{k}_{i,j} \Rightarrow k_i = e^{\ln k_i} \quad (7-5)$$

为综合各个试件试验结果后的比例关系。

取 d_i ($i = 1, \dots, m_T$) 为外场每架飞机该部位最大腐蚀深度, 则 k_i 为该部位涂层失效时间与总时间的比。从而可以得到外场每个试件的涂层失效时间

$$T_{0,i} = T_i \cdot k_i \quad (7-6)$$

构成一个样本, 可以进行外场涂层失效时间的参数估计。

7.2.2.2 加速腐蚀试验数据处理

平板试件金属基体加速腐蚀深度数据见表7-6。

表 7-6 平板试件金属基体加速腐蚀深度 (mm)

加速周期	试 件 编 号					
	- 22	- 29	- 34	- 39	- 41	- 50
2	1.6	1.8	1.9	1.7	2.0	1.6
3	2.0	2.3	2.2	2.2	2.3	2.1
4	3.0	2.5	2.5	2.6	2.5	2.6
5	3.1	2.8	2.7	2.8	2.8	3.1
6	3.2	3.0	2.8	3.0	2.9	3.2
7	3.5	3.3	3.1	3.2	3.1	3.4

按 7.2.2.1 中 (1) 的处理过程得到加速腐蚀动力学参数, 见表 7-7。

表 7-7 加速腐蚀动力学参数

参 数	试 件 编 号					
	- 22	- 29	- 34	- 39	- 41	- 50
$\ln a$	0.15262	0.28655	0.3533	0.31807	0.40129	0.46544
α	0.58382	0.46214	0.38944	0.45592	0.36907	0.4296
t_0 (周期)	9.3	8.9	9.9	7.3	6.8	8.6
r	0.986	0.995	0.996	0.994	0.997	0.999

7.2.2.3 外场结构腐蚀程度的检查与测量

腐蚀程度以腐蚀深度衡量, 将外场 42 框下半框腹板腐蚀深度数据及按 7.2.2.1 中方法处理得到外场涂层失效时间一并列入表 7-8。

表 7-8 外场腐蚀信息

地 区	序 号	年限 T (年)	$D_{\max}$ (mm)	T_0 (年)
内陆机场 1	1	21.0	3.2	11.23
	2	21.0	1.5	18.0
	3	19.5	2.9	11.5
	4	19.5	0.2	19.01
	5	19.5	0.5	18.8
	6	18.5	0.4	17.9
	7	18.5	0.0	18.1
	8	18.5	3.0	10.6
	9	18.5	2.9	10.9

续表 7-8

地 区	序 号	年限 T (年)	$D_{\max}$ (mm)	T_0 (年)
内陆机场 1	10	18.4	2.9	10.8
	11	18.4	0.0	18.0
	12	17.5	0.6	16.8
	13	17.5	0.9	16.4
	14	17.5	1.5	15.0
	15	17.5	0.3	17.0
	16	17.5	0.0	17.1
	17	17.5	3.0	10.0
	18	17.5	1.3	15.5
内陆机场 2	19	16.5	1.8	13.2
	20	16.5	1.0	15.2
	21	16.5	0.6	15.8
	22	16.0	0.0	15.6
	23	16.0	0.7	15.2
	24	15.5	0.0	15.1
	25	15.67	0.4	15.2
	26	15.5	0.0	15.1
	27	12.25	0.2	11.9
内陆机场 3	28	16.83	1.31	14.9
	29	16.83	1.03	15.5
	30	16.83	3.2	9.0
	31	16.83	0.86	15.8
	32	16.83	1.7	13.8
	33	16.83	1.16	15.2
	34	16.83	1.38	14.7
	35	16.83	1.55	14.2
	36	16.33	3.7	7.4
	37	16.33	1.1	14.9
	38	16.33	1.59	13.7
	39	16.33	1.74	13.3
	40	13.75	1.6	11.5
	41	13.75	1.39	12.0
沿海机场	42	9.0	0.3	8.8
	43	9.0	1.06	8.2
	44	7.33	0.0	7.3

续表 7-8

地 区	序 号	年限 T(年)	$D_{\max}$ (mm)	T_0 (年)
沿海机场	45	7.33	0.28	7.1
	46	7.41	0.6	7.1
	47	6.67	0.8	6.3
	48	6.67	0.7	6.4
	49	5.67	0.0	5.7
	50	5.67	0.28	5.5
	51	5.67	0.6	5.4
	52	4.67	0.0	4.7
	53	4.67	0.0	4.7
内陆机场 4	54	16.5	1.8	13.2
	55	16.5	0.0	16.1
	56	16.5	1.8	13.2
	57	16.5	0.9	15.4
	58	16.5	0.0	16.1
	59	16.5	0.6	15.8
	60	16.5	1.8	13.2

7.2.2.4 当量加速关系的确定

由于表 7-8 中沿海机场在较短时间即发生与其他机场相同的严重腐蚀,说明腐蚀环境比其他 4 个机场严重,而内陆各机场情况基本相同,从而确定当量加速关系时,参考第 2 章,按地理位置和机场环境强弱分为沿海机场和内陆机场两种情况。

将外场和实验室加速腐蚀涂层失效时间进行统计对比,确定当量加速关系。假定涂层失效时间服从对数正态分布,则实验室和外场涂层分布规律参数估计结果见表 7-9。

表 7-9 实验室和外场涂层失效时间分布参数

分 组	样本容量	T_{50} (年)	s
实验室加速腐蚀	6	8.43	0.114
内陆机场	54	13.85	0.199
沿海机场	12	6.3	0.2035

当量加速关系如下。

(1) 内陆机场

折算系数 $\alpha = \frac{8.43}{13.85} = 0.61$ (周期/年), 加速系数 $\beta = \frac{1}{\alpha} = 1.64$ (年/周期)。从偏保守的角度出发,取 $\beta = 1.5$ (年/周期),即有: $T(\text{年}) = 0.67t(\text{周期})$, $t(\text{周期}) = 1.5T(\text{年})$ 。当量加速关系为加速腐蚀 1 个周期相当于外场服役 1.5 年。

(2) 沿海机场

折算系数 $\alpha = \frac{8.43}{6.3} = 1.34$ (周期/年), 加速系数 $\beta = \frac{1}{1.34} = 0.75$ (年/周期)。即当量加速关系为加速腐蚀1个周期相当于外场服役0.75年。

7.3 含涂层模拟试件加速腐蚀试验与分析

7.3.1 说明

7.1.3 给出了腐蚀/裂纹故障的3种修复方案: 防腐、防腐及补强和防腐及设计更改。其中防腐方案针对外场未发现腐蚀的飞机, 而防腐及设计更改针对未出厂飞机。从结构状态而言, 两种方案结构防护体系完全相同, 并且外场防腐处理后的飞机使用年限小于未出厂飞机, 在加速腐蚀试验时, 仅进行防腐及设计更改方案(记为“更改涂层设计”)对应的试验, 该试验涵盖了防腐和防腐及设计更改两种情况。所以, 42框加速腐蚀试验仅进行以下两种试验:

- ①防腐及设计更改(记为“更改涂层设计”)的加速腐蚀试验;
- ②防腐及补强(记为“补强修理”)情况的加速腐蚀试验。

7.3.2 更改涂层设计情况的加速腐蚀试验

7.3.2.1 试验内容和试验方案

(1) 试件

更改涂层设计模拟试件如图7-35所示。其试件材料、加工工艺、表面防腐体系与更改涂层设计出厂情况完全相同。试件涂1号航空底漆和13-2面漆, 然后在靠油箱区表面涂XM18-1密封胶, 胶层厚度不小于0.3mm, 再在胶层表面粘贴一层无碱布-200。

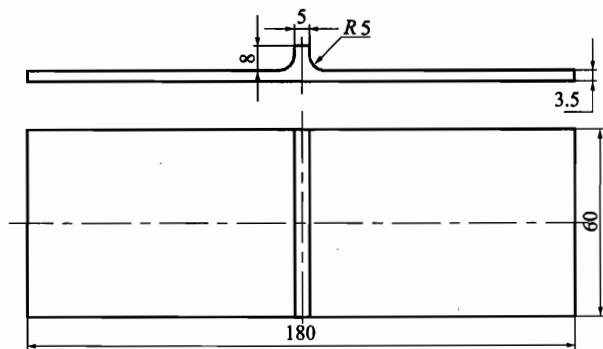


图7-35 更改涂层设计模拟试件示意图

(2) 试验内容

根据7.1.1.2的分析, 考虑到后续机种服役特点和寿命要求, 进行模拟试件沿海机场和内陆机场环境下对应外场若干使用年限的加速腐蚀试验, 试验内容见表7-10。

表 7-10 更改涂层设计试件的试验内容

机场环境	试件编号	试 验 内 容	试 件 数
内陆机场	J8FS-XFF-00	进行对应于外场 10 年、19 年和 28 年的加速腐蚀试验	8
沿海机场			8

按上述当量加速关系和歼8系列飞机结构日历寿命要求,应分别完成沿海机场13个周期、25个周期和37个周期的加速腐蚀试验,而内陆机场应完成加速腐蚀7个周期、13个周期和19个周期的加速腐蚀试验。由于加速试验环境谱的差别仅限于疲劳加载次数不同,按上述加速试验环境谱分别进行7个周期的试验后,两种试件的腐蚀情况无差别(见7.3.2.3(1)),从而将上述试件进行了适当合并,不再详细区分每周期加载次数的不同,并从偏严重的角度出发,统一调整为每周期1000次。

由于沿海机场的当量加速关系为内陆机场当量加速关系的 $\frac{1}{2}$,对应同样的日历年限,沿海机场对应的加速腐蚀时间是内陆机场的2倍,如果沿海机场的日历寿命预期结论得到验证,则内陆机场能满足日历寿命要求,从而可以将两种情况进一步合并。另外,加速腐蚀7个周期腐蚀现象不明显,从而可以推断满足内陆机场日历首翻要求。加速腐蚀试验安排如下。

① 7个周期(相当于内陆机场10年)的腐蚀现象不明显,不需进行修理,继续进行试验。

② 进行13个周期的加速腐蚀试验,相当于沿海机场10年,内陆机场19年,观测腐蚀损伤现象。

③ 13个周期后将试件分为两部分,一部分进行修理,另一部分不修理。继续进行12个周期的加速腐蚀试验(相当于沿海机场9年),以考核修理或不修理后能否满足沿海机场日历间隔要求。

④ 上述过程已能给出内陆机场飞机结构的日历寿命;对于沿海机场使用的飞机,根据25个周期后试件的腐蚀情况,经过大修时的腐蚀修理,加上最后一个日历寿命间隔仅要求结构不发生影响使用功能的腐蚀损伤,可以适当放宽腐蚀损伤容限要求,从而不进行考核,即可给出日历寿命结论。

具体试验内容安排和试件数见表7-11。

表 7-11 更改涂层设计的试验安排

试件形式	初 始	7 个周期	13 个周期	25 个周期
更改涂层设计	16 件	留样 2 件		
		不修 14 件	留样 2 件	
			修理 8 件	拆 1+7
			不修 4 件	拆 1+3

7.3.2.2 加速腐蚀试验

(1) 试验设备和条件

① 浸泡腐蚀试验

浸泡腐蚀试验在北京航空航天大学固体力学所的恒温水浴锅中进行,如图7-36所示。其主要性能指标为:工作室容积150L;温度范围为室温至 $+80^{\circ}\text{C}$,误差 $\pm 1.0^{\circ}\text{C}$;温度均匀度 $\pm 1.0^{\circ}\text{C}$;升温速率 $15^{\circ}\text{C}/\text{h}$ 。

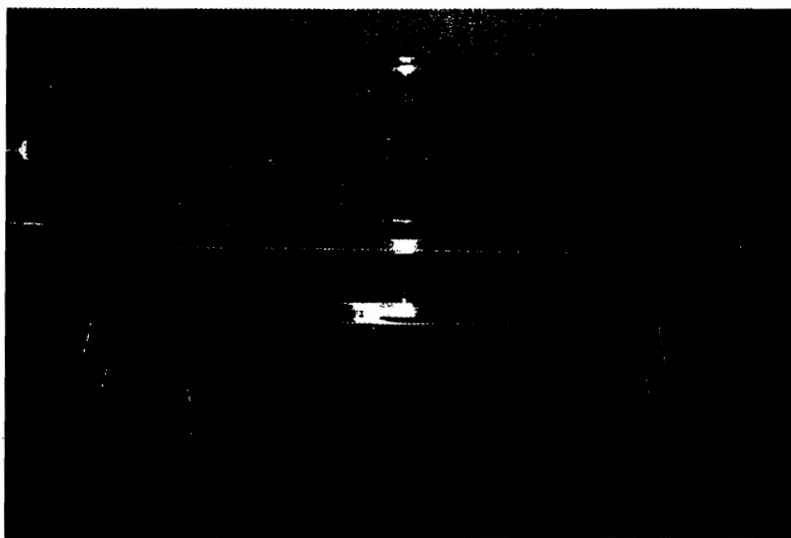


图7-36 电热恒温水浴锅

② 疲劳试验

疲劳试验在北京航空航天大学 MTS880-500kN 疲劳试验机上进行,静载精度为1%,动载精度为2%。疲劳载荷在室温大气环境下进行,试验频率6Hz,试验装置如图3-7所示。

(1) 试验过程和注意事项

- ① 试验前对试件进行认真检查和记录。
- ② 采用硅橡胶对试件非工作面进行保护。
- ③ 进行溶液浸泡腐蚀试验,试验中注意观察试件腐蚀情况,定期测量溶液参数;48h更换1次溶液。
- ④ 浸泡试验结束后,用软毛刷在缓慢流水下进行清洗,然后用纯净水进行清洗。
- ⑤ 试件清洗后除去硅橡胶,然后在室温大气环境下用电风扇吹干;记录试件的腐蚀情况。
- ⑥ 试件干燥后,马上进行疲劳试验,疲劳试验过程中观察试件的变形情况。
- ⑦ 疲劳试验结束后,立即用硅橡胶对非工作面进行保护,然后进行下一周期的试验。

7.3.2.3 加速腐蚀试验结果

(1) 出厂试件加速腐蚀情况

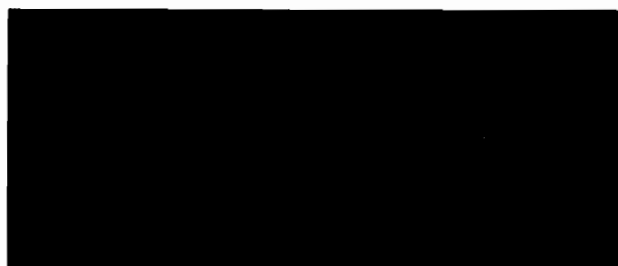
出厂试件进行了3个阶段共25个周期的加速腐蚀试验,试验结果见表7-12,典型情况如图7-37~图7-40所示。

表 7-12 更改涂层设计试件加速腐蚀 25 个周期的腐蚀情况

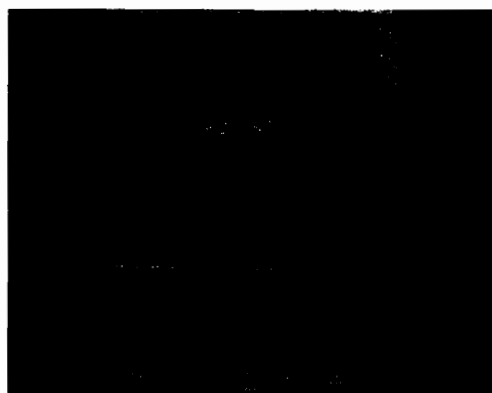
试件类型	周期	试件腐蚀情况	备 注
更改涂层设计	1	基体无腐蚀,无碱布变脆,颜色变为淡黄色	第一阶段试验 沿海机场和内陆 机场试件腐蚀情况 无差别,将上述试件 进行合并
	2	基体无腐蚀,无碱布变脆,颜色变为淡黄色	
	3	基体无腐蚀,无碱布变脆,颜色变为淡黄色	
	4	基体无腐蚀,无碱布变脆,颜色变为淡黄色	
	5	基体无腐蚀,无碱布变脆,颜色变为淡黄色	
	6	基体无腐蚀,无碱布变脆,颜色变为淡黄色	
	7	基体无腐蚀,无碱布变脆,颜色变为淡黄色	
	8	基体无腐蚀,无碱布变脆,颜色变为淡黄色	第二阶段试验 试件有轻微的腐 蚀,无碱布发黄变 脆;有少量直径小于 6mm 的气泡,气泡 下金属基体无腐蚀; 对部分试件进行修 理,剩余试件继续进 行试验
	9	基体无腐蚀,无碱布变脆,颜色变为淡黄色	
	10	基体无腐蚀,无碱布变脆,颜色变为淡黄色	
	11	基体无腐蚀,无碱布变脆,颜色变为淡黄色	
	12	腐蚀情况不明显。无碱布变脆,颜色变为淡黄色;试件表面涂层有少量小 气泡	
	13	腐蚀情况不明显。无碱布变脆,颜色变为淡黄色;试件表面涂层有少量 直径小于 6mm 的气泡,但金属基体未蚀	第三阶段试验 腐蚀现象明显;继 续试验的 4 个试件 表面均有较多的 大气泡,1 件金属基 体发生腐蚀,20 个 周期时蚀坑深度约 为 3.0mm,21 个周 期后腐蚀情况明显 加重,25 个周期时 2 件穿透,其余 2 件 试件均有不同程度的 金属基体腐蚀现象
	14	腐蚀情况不明显。无碱布变脆,颜色变为淡黄色;试件表面涂层有少量 直径小于 6mm 的气泡	
	15	无碱布变脆,颜色变为淡黄色;试件表面涂层有少量直径小于 8mm 的气泡	
	16	无碱布变脆,颜色变为淡黄色;试件表面涂层有少量直径小于 10mm 的 气泡;个别气泡形状不规则	
	17	无碱布变脆,颜色变为淡黄色;试件表面涂层有少量直径小于 10mm 的 气泡;个别试件金属基体发生腐蚀,有少量腐蚀产物	
	18	无碱布变脆,颜色变为淡黄色;试件表面涂层有少量直径小于 11mm 的 气泡;个别试件金属基体发生腐蚀,有少量腐蚀产物	
	19	无碱布变脆,颜色变为淡黄色;试件表面涂层有少量直径小于 12mm 的 气泡;个别试件金属基体发生腐蚀,有一定量灰黑色腐蚀产物	
	20	无碱布变脆,颜色变为淡黄色;试件表面涂层有少量直径小于 9mm 的气 泡;个别试件气泡破裂,金属基体腐蚀严重,蚀坑深度约为 3.0mm	
	21	无碱布变脆,颜色变为淡黄色;试件表面涂层有一定量直径小于 9mm 的 气泡;个别试件气泡破裂,金属基体腐蚀穿透	
	22	无碱布变脆,颜色变为淡黄色;试件表面涂层有一定量直径小于 7mm 的 气泡;所有试件均有气泡破裂、金属基体腐蚀的现象,腐蚀面积增大	
	23	无碱布变脆,颜色变为淡黄色;试件表面涂层有一定量直径小于 9mm 的 气泡;所有试件均有 0.5~3.5mm 的蚀坑,腐蚀面积增大	
	24	无碱布变脆,颜色变为淡黄色;试件表面涂层有一定量直径小于 9mm 的 气泡;所有试件均有 0.5~3.5mm 的蚀坑,腐蚀面积增大	
	25	无碱布变脆,颜色变为淡黄色;试件表面涂层有一定量直径小于 9mm 的 气泡;所有试件均有 0.5~3.5mm 的蚀坑,2 件穿透,腐蚀面积增大	



(a) 加速腐蚀7个周期后内陆机场模拟试件腐蚀情况

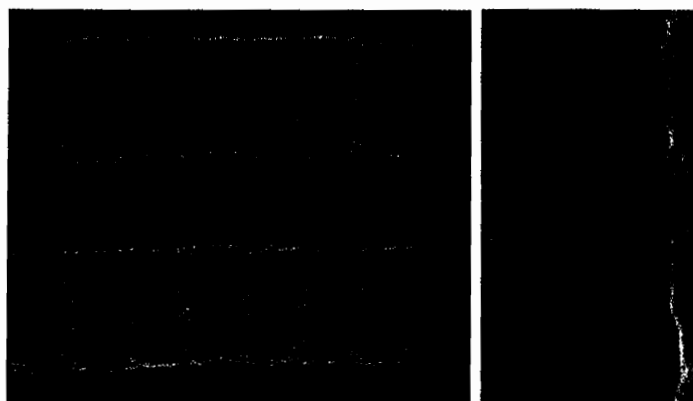


(b) 加速腐蚀7个周期后沿海机场模拟试件腐蚀情况



(c) 加速腐蚀7个周期后沿海机场和内陆机场模拟试件腐蚀情况对比

图7-37 更改涂层设计试件加速腐蚀7个周期后的试验结果



(a) 加速腐蚀 13 个周期后的腐蚀情况



(b) 加速腐蚀 13 个周期后的腐蚀情况 (无碱布去除)

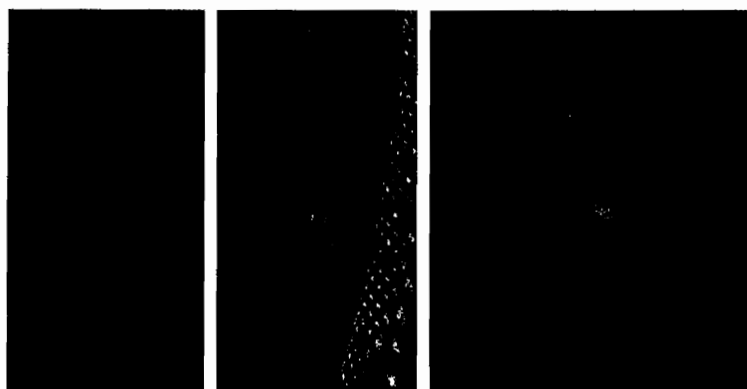


(c) 加速腐蚀 13 个周期后金属基体腐蚀情况 (局部)

图 7-38 更改涂层设计试件加速腐蚀 13 个周期后的腐蚀情况

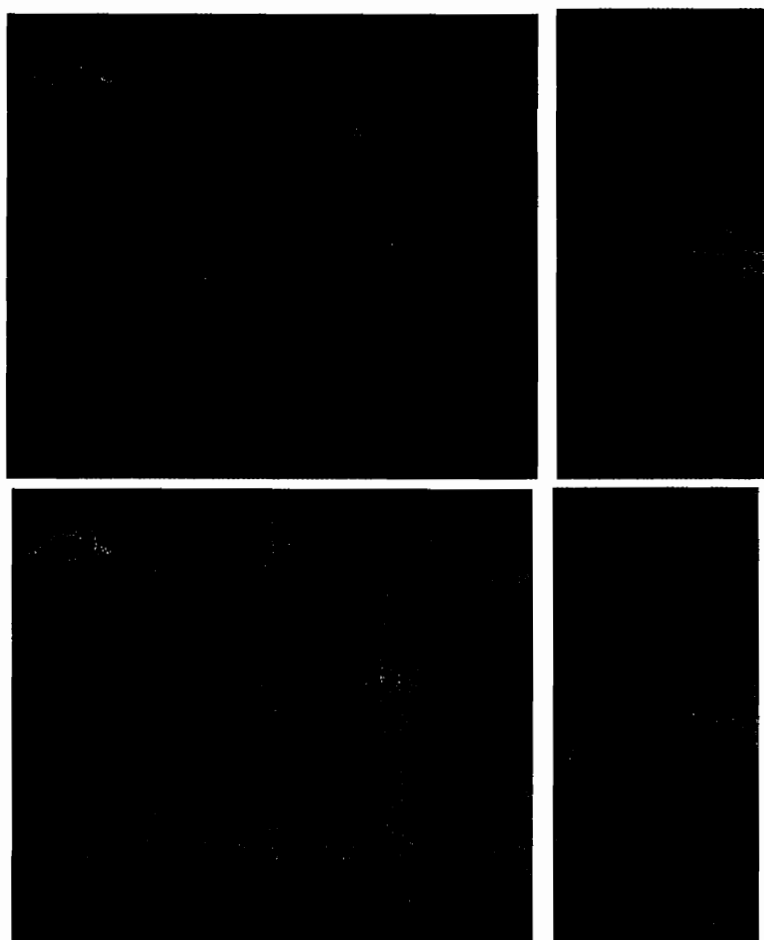


(a) 加速腐蚀 20 个周期后的腐蚀情况



(b) 加速腐蚀 20 个周期后的腐蚀情况 (局部)

图 7-39 更改涂层设计试件加速腐蚀 20 个周期后的腐蚀情况



(a) 更改涂层设计试件加速腐蚀 25 个周期后的腐蚀情况



(b) 更改涂层设计试件加速腐蚀 25 个周期后的腐蚀情况 (局部)

图 7-40 更改涂层设计试件加速腐蚀 25 个周期后的腐蚀情况

(2) 修理试件加速腐蚀情况

加速腐蚀 13 个周期后 (相当于内陆机场 19 年, 沿海机场 10 年), 按大修厂修理方法对部分试件进行防腐修理, 修理时采用的修理工艺、防腐体系与大修厂完全相同——揭去无碱布, 除胶, 褪漆, 清洗, 去除腐蚀, 然后重新涂 1 号航空底漆、13-2 面漆, 涂胶, 贴无碱布。修理试件进行了 12 个周期的加速腐蚀试验, 腐蚀情况见表 7-13 及图 7-41、图 7-42。

表 7-13 修理试件加速腐蚀 12 个周期后的腐蚀情况

试件类型	周期	试件腐蚀情况	备 注
更改涂层设计 修理试件	1	基体无腐蚀, 无碱布无明显变化	修理后试验 试件无明显的腐蚀现象
	2	基体无腐蚀, 无碱布无明显变化	
	3	基体无腐蚀, 无碱布无明显变化	
	4	基体无腐蚀, 无碱布无明显变化	
	5	基体无腐蚀, 无碱布无明显变化	
	6	基体无腐蚀, 无碱布无明显变化	
	7	基体无腐蚀, 无碱布无明显变化	
	8	基体无腐蚀, 无碱布无明显变化	
	9	基体无腐蚀, 无碱布无明显变化	
	10	基体无腐蚀, 无碱布无明显变化	
	11	基体无腐蚀, 无碱布无明显变化	
	12	基体无腐蚀, 无碱布无明显变化	

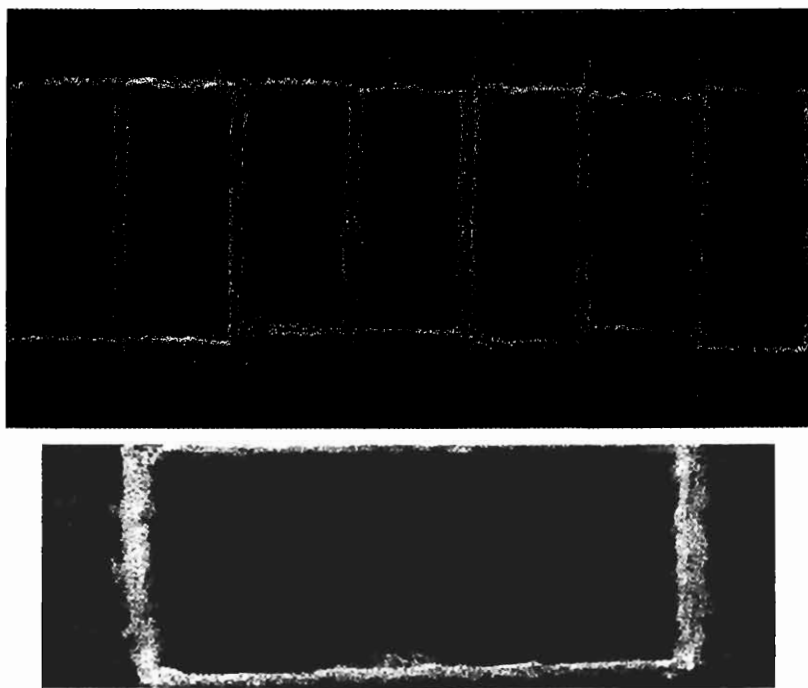


图 7-41 修理试件加速腐蚀 7 个周期后的腐蚀情况



图 7-42 修理试件加速腐蚀 12 个周期后的腐蚀情况

(3) 更改涂层设计试件试验结果的分析

① 出厂状态

a. 更改涂层设计试件加速腐蚀7个周期后,试件基本上未发现腐蚀损伤,主要表现为表面无碱布发黄变脆,说明能满足内陆机场10年首翻要求。

b. 更改涂层设计试件加速腐蚀13个周期后,试件腐蚀情况不严重,主要表现为试件表面无碱布发黄变脆,试件表面有少量直径小于7mm的气泡,剥开气泡后金属基体未发现腐蚀,表明在更改涂层设计后,42框下半框腹板能满足内陆机场19年大修要求和沿海机场10年首翻要求。

c. 更改涂层设计试件加速腐蚀19个周期后,试件腐蚀情况比较明显,试件表面均有一定数量较大直径的不规则气泡,气泡下的金属基体可能普遍发生腐蚀,其中有个别试件金属基体发生明显的腐蚀现象,基体蚀坑深度约为3.0mm。说明不经修理难以满足内陆机场日历总寿命需求,更不能满足沿海机场19年的日历寿命需求,必须在13个周期(相当于沿海机场10年首翻,内陆机场19年大修)时对该部位进行检查和修理。

d. 更改涂层设计试件加速腐蚀25个周期后,试件腐蚀情况非常明显,所有试件均有不同程度的基体腐蚀情况,蚀坑深度均在0.5mm以上,部分试件发生腐蚀穿透。从而进一步说明,首翻如果不进行修理不能满足沿海机场19年的日历寿命要求。

② 修理状态

a. 更改涂层设计出厂试件加速腐蚀13个周期后(相当于内陆机场19年),对试件进行修理,修理后试件加速腐蚀6个周期后,未发现明显的腐蚀现象,试件表面无明显的起泡现象,与修理前7个周期的腐蚀情况无明显差别,说明第2次大修时对该部位进行修理后能满足内陆机场日历总寿命要求。

b. 更改涂层设计试件加速腐蚀13个周期后(相当于沿海机场10年),对试件进行修理,修理后试件加速腐蚀12个周期,未发现明显的腐蚀损伤,说明在首翻修理后能满足沿海机场日历修理间隔要求。

c. 根据修理后试件加速腐蚀12个周期的腐蚀情况,可以推断,必须在第2次大修时对其进行修理,并且修理后加速腐蚀12个周期应不会发生明显的腐蚀损伤,即在第2次大修后能满足沿海机场歼8系列飞机日历总寿命要求。

7.3.3 补强修理情况的加速腐蚀试验

7.3.3.1 试验内容和试验方案

(1) 试件

外场紧急抢修时,长、短补强板两端用六角钢螺栓与42框下半框腹板连接,中间采用铝铆钉与下腹板筋条过渡区连接,螺栓和铆钉连接部位属于考核部位;模拟其材料、尺寸、加工工艺、表面防腐体系,补强试件表面涂1号航空底漆和13-2面漆,然后在油箱区表面涂XM18-1密封胶,胶层厚度不小于0.3mm,再在胶层表面粘贴一层无碱布-200。由于短补强板螺钉连接部位在油箱区,需要同时考核螺栓连接和铆钉连接部位,而长补强板螺钉连接部位不在油箱区,仅考核铆钉连接部位,从而不详细区分长、短补强板的区别,用一种试件进行模拟。补强修理模拟试件如图7-43所示。

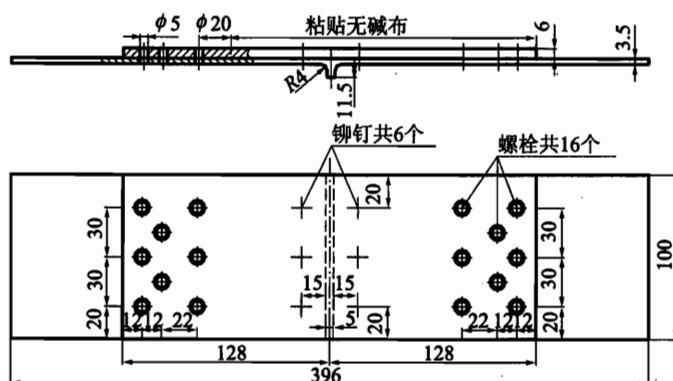


图 7-43 补强修理模拟试件示意图

(2) 试验内容和试验方案

对补强修理模拟试件按沿海机场和内陆机场的环境进行对应外场若干年限的加速腐蚀试验, 综合歼8系列飞机结构日历寿命要求和7.1.1.2中现役飞机外场服役情况, 进行适当合并, 制定试验内容。见表7-14。

表 7-14 补强修理试件的试验内容

机场环境	试件编号	试验内容	试件数
内陆机场	J8FS-XBQ-00	进行对应于外场10年、19年的加速腐蚀试验	10
沿海机场		沿海机场进行对应于外场5年、14年、23年的加速腐蚀试验	10

按已确定的当量加速关系, 应分别完成补强模拟试件加速腐蚀7个周期(相当于沿海机场5年)、19个周期(沿海机场5+9年)和31个周期(沿海机场总寿命5+9+9年)的加速腐蚀试验, 以及加速腐蚀7个周期(相当于内陆机场10年)和13个周期(相当于内陆机场10+9年)的试验。由于加速试验环境谱的差别仅限于疲劳加载次数不同, 按上述加速试验环境谱分别加速腐蚀7个周期后, 两类试件的腐蚀情况无差别(见7.3.3.3(2)), 将上述试件进行适当合并。不再详细区分每周期加载次数的不同, 从偏严重的角度出发, 统一调整为每周期1000次。考虑到沿海机场和内陆机场当量加速关系的区别, 将两种情况进行合并。腐蚀试验安排如下。

① 内陆机场补强件腐蚀试验安排

a. 短补强件

(a) 加速腐蚀7个周期(相当于内陆机场服役10年), 铆钉连接部位未出现明显的腐蚀损伤, 而螺栓连接部位腐蚀现象比较严重, 个别试件穿透, 部分试件蚀坑深度在0.5~5.0mm, 但未影响结构功能和使用寿命, 说明短补强件可以满足内陆机场10年日历间隔要求。但是必须进行认真检修, 根据腐蚀情况的不同分别进行修理或更换为长补强件。

(b) 若更换补强件, 仅考核铆钉连接部位, 不需要再进行试验考核。

(c) 若进行修理, 则继续进行修理试件的腐蚀试验。

(d) 对(c)的情况, 应综合螺栓连接部位和铆钉连接部位的腐蚀情况决定第2次大修时是否进行修理或更换补强件。

b. 长补强件

(a) 加速腐蚀7个周期(相当于内陆机场服役10年),铆钉连接部位腐蚀情况不严重,部分试件铆钉部位出现蚀坑,说明能满足日历内陆机场10年日历寿命要求。此时,应分为两部分进行试验:一部分试件进行修理;另一部分试件不修理,继续进行6个周期(相当于9年日历间隔)的加速试验。

(b) 由于腐蚀情况不严重,并且外场难以进行长补强件的更换,主要采取防腐修理的方式。

② 沿海机场补强件腐蚀试验安排

a. 短补强件

(a) 加速腐蚀7个周期(相当于沿海机场5年),短补强件铆钉连接部位腐蚀不严重,而两端连接螺栓的腐蚀现象比较严重,大部分试件蚀坑深度在0.5~5.0mm,但未发生不可修理的腐蚀损伤,说明可以满足沿海机场5年至首翻的日历要求。由于腐蚀比较严重,必须认真进行检修,根据腐蚀情况的不同,分别进行修理或更换为长补强件。

(b) 更换补强件后螺栓不属于考核部位,而铆钉连接情况基本不变,此时应继续进行(a)中试件铆钉连接部位6个周期(共13个周期)的加速腐蚀试验,考核铆钉连接部位是否能满足沿海机场日历10年的要求。然后模拟第2次大修,修理后再进行12个周期的加速腐蚀试验,考核在第2次大修后能否满足9年的日历时间间隔。

(c) 对于(a)中进行修理的情况,应继续进行12个周期的加速腐蚀试验,根据腐蚀情况的不同采取修理或更换补强件的措施。

(d) 对(b)情况,外场难以进行长补强件的更换,第2次大修时只能进行防腐修理,若发生腐蚀严重的特殊情况,应予以特殊处理。

b. 长补强件

加速腐蚀7个周期后,铆钉连接部位腐蚀不明显,满足沿海机场日历5年至首翻的寿命要求,此时对试件进行检修,继续加速腐蚀12个周期(相当于沿海机场9年日历修理间隔),考核是否满足首翻后日历间隔要求(该试验可以在①中b的基础上继续进行试验)。如果此时腐蚀情况不明显,则说明在继续进行第2次大修后可以满足日历总寿命要求;否则必须进行特殊处理。

上述过程中,如果能满足沿海机场日历寿命,无疑内陆机场日历寿命得到了验证。

综合考虑沿海机场和内陆机场模拟试件试验安排,补强修理试件具体试验内容安排和试件数见表7-15。

表 7-15 补强修理试件试验安排

试件形式	初始	7个周期	13个周期	19个周期	25个周期
补强修理	20件	留样2件			
		修理9件	不修	停止	
		不修9件	修理		停止

7.3.3.2 加速腐蚀试验

试验设备、试验条件、试验过程和注意事项与7.3.2.2中完全相同。

7.3.3.3 加速腐蚀试验结果

(1) 失效判据

为保证结构安全和功能,按外场可实施的修理工艺,螺栓连接部位和铆钉连接部位允许的最大腐蚀深度为2.5mm,一旦出现大于2.5mm的蚀坑,则认为结构失效。

(2) 加速腐蚀7个周期后的腐蚀情况

补强模拟试件在上述加速试验环境谱下进行了7个周期的加速腐蚀试验,螺栓连接部位出现明显的腐蚀损伤,铆钉连接部位腐蚀情况不明显,具体情况如下。

① 螺栓连接部位

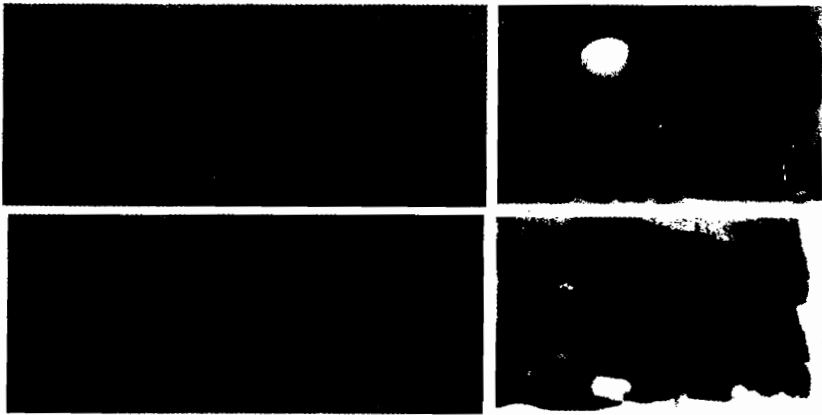
腐蚀试验结果见表7-16,典型情况如图7-44所示。

表7-16 补强试件(螺栓连接部位)7个周期的加速腐蚀试验情况

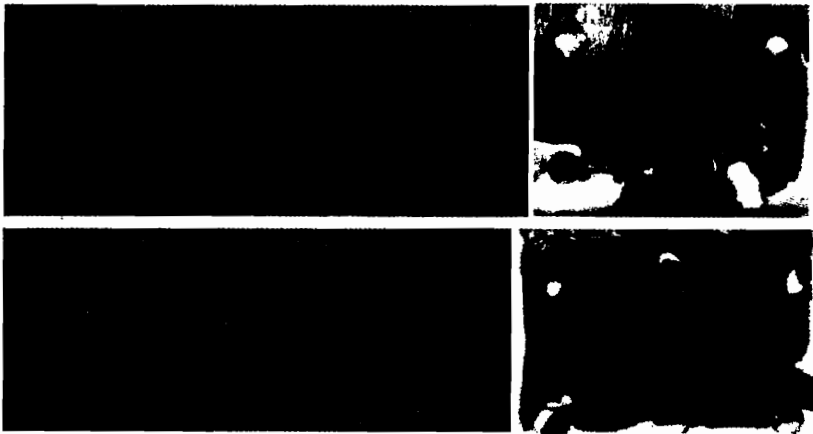
试件类型	周期	试件腐蚀情况	备注
补强试件 螺栓连接 部位	1	无碱布变脆,颜色变为淡黄色;多个钉头表面防水胶起皱,钉头裸露	短补强件试验 沿海机场和内陆 机场试件腐蚀情况 无差别,将上述试 件进行合并,由于 腐蚀严重,应进行 修理或更换补强件
	2	无碱布变脆,颜色变为淡黄色;多个钉头表面防水胶起皱,裸露钉头变为棕黄色;基体表面涂层有气泡	
	3	无碱布变脆,变为淡黄色;裸露钉头变为棕黄色;基体表面涂层起皮;个别气泡破裂,可见蚀坑和一定量的灰黑色腐蚀产物	
	4	无碱布变脆,变为淡黄色;裸露钉头变为棕黄色;基体表面涂层气泡破裂处可见深度<2.5mm的蚀坑和一定量的灰黑色腐蚀产物	
	5	无碱布变脆,变为淡黄色;裸露钉头变为棕黄色;裸露端基体多处腐蚀,可见深度<4.5mm的蚀坑和较多灰黑色腐蚀产物;个别试件覆盖端有腐蚀	
	6	无碱布变脆,变为淡黄色;裸露钉头变为棕黄色;裸露端基体多处腐蚀,可见深度<5.0mm的蚀坑和较多灰黑色腐蚀产物;多个试件有0.5~3.5mm的蚀坑;个别试件覆盖端有腐蚀	
	7	无碱布变脆,呈淡黄色;裸露钉头变为棕黄色;裸露端基体多处腐蚀,个别试件穿透;全部试件均有0.5~5.0mm的蚀坑;个别试件覆盖端有腐蚀	



(a) 加速腐蚀7个周期后螺栓连接部位的腐蚀情况(内陆机场+沿海机场)



(b) 加速腐蚀 7 个周期后螺栓连接部位的局部腐蚀情况（内陆机场）



(c) 加速腐蚀 7 个周期后螺栓连接部位的局部腐蚀情况（沿海机场）

图 7-44 补强修理试件加速腐蚀 7 个周期后的局部腐蚀情况

② 铆钉连接部位

7 个周期的加速腐蚀试验后，铆钉连接部位腐蚀情况不明显，腐蚀试验结果见表 7-17，典型情况如图 7-45 所示。

表 7-17 补强试件加速腐蚀 7 个周期铆钉连接部位的腐蚀情况

试件类型	周期	试 件 腐 蚀 情 况	备 注
补强试件 铆钉连接 部位	1~4	未见明显腐蚀	第 1 阶段试验 轻微腐蚀。7 个 周期后将内陆机场 和沿海机场试件合 并，部分试件进行 修理；部分试件继 续试验
	5	内陆机场 10 个模拟试件中有 1 个试件铆钉头有轻微腐蚀	
	6	内陆机场 10 个模拟试件中有 1 个试件铆钉头有轻微腐蚀	
	7	内陆机场 10 个模拟试件中，1 个试件有两个铆钉边缘发生腐蚀，面积分别为 8mm×17mm 和 6mm×10mm，腐蚀深度分别为 1.5mm 和 0.5mm；沿海机场 10 个试件中有 2 个试件各有 1 个铆钉发生了轻微腐蚀	



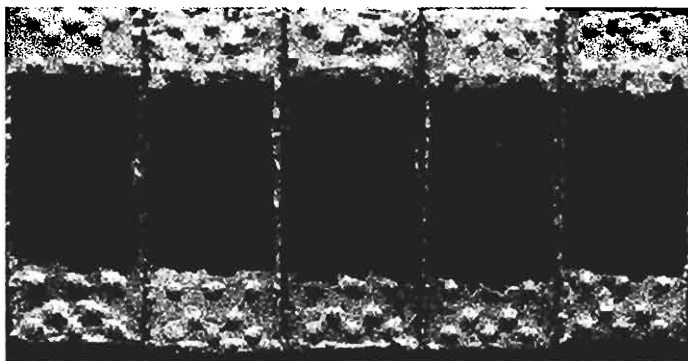
图 7-45 加速腐蚀 7 个周期后铆钉连接部位的腐蚀情况

(3) 加速腐蚀 13 个周期后的铆钉连接部位腐蚀情况

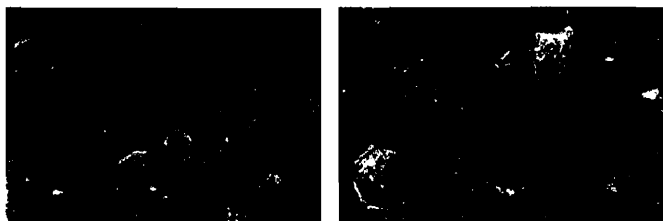
加速腐蚀 7 个周期后, 由于试件螺栓连接部位腐蚀情况严重 (均有大于 3.0mm 的蚀坑), 随机抽取 7.3.3.3(2) 中部分试件, 对螺栓连接部位进行保护, 继续进行 6 个周期的加速腐蚀试验, 考核铆钉连接部位的情况, 铆钉连接部位加速腐蚀 8~13 个周期的腐蚀损伤情况见表 7-18 和图 7-46。

表 7-18 加速腐蚀 8~13 周期铆钉连接部位的腐蚀情况

试件类型	周期	腐 蚀 情 况	备 注
补强试件 铆钉连接 部位	8~10	铆钉头和钉头边缘基体有轻微腐蚀	第 2 阶段试验 腐蚀比较明显, 个别试件腐蚀比较 严重; 相当于沿海 机场 10 年; 应进行 修理
	11	7 个模拟试件中, 3 件各有 1 个铆钉孔边发生轻微腐蚀	
	12	7 个模拟试件中, 3 件各有 1 个铆钉孔边发生轻微腐蚀	
	13	7 个试件中有 4 件发生腐蚀, 其中 2 件仅可见, 另 2 件有深 1.5mm 和 2.0mm 的蚀坑	



(a) 加速腐蚀 13 个周期后铆钉连接部位的腐蚀情况 (整体)



(b) 加速腐蚀 13 个周期后铆钉连接部位的腐蚀情况 (局部)

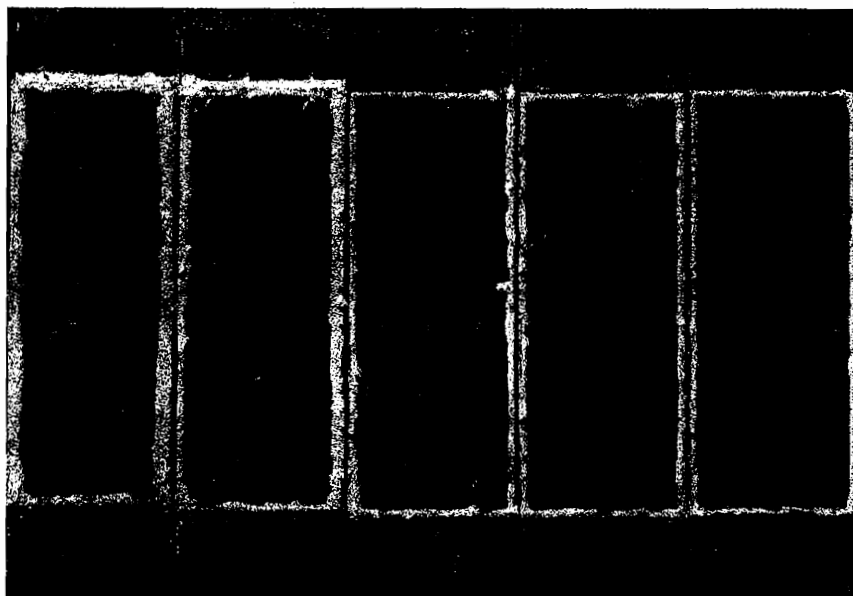
图 7-46 加速腐蚀 13 个周期后铆钉连接部位的腐蚀情况

(4) 加速腐蚀7个周期试件修理后再加速腐蚀6个周期的腐蚀情况

随机抽取7.3.3.3(2)中的试件进行认真修理,修理方法和过程与大修厂完全相同——揭去无碱布,除胶,褪漆,打磨蚀坑,清洗,烘干,涂底漆、面漆,涂胶,贴无碱布。与单纯的补强试件相比,螺栓头和铆钉头多了一层底漆和面漆的保护。修理后再加速腐蚀6个周期的腐蚀情况见表7-19和图7-47。

表7-19 补强试件修理后再加速腐蚀6个周期的腐蚀试验情况

试件类型	周期	试件腐蚀情况	备注
加速腐蚀7个周期后的修理试件	1~6	螺栓连接部位无明显腐蚀损伤; 铆钉连接部位无明显腐蚀损伤	修理后试件加速腐蚀试验 修理后螺栓表面有涂层保护,其防腐性能明显提高



(a) 加速腐蚀7个周期,修理后再加速腐蚀6个周期的腐蚀情况(整体)



(b) 加速腐蚀7个周期,修理后再加速腐蚀6个周期的腐蚀情况(局部)

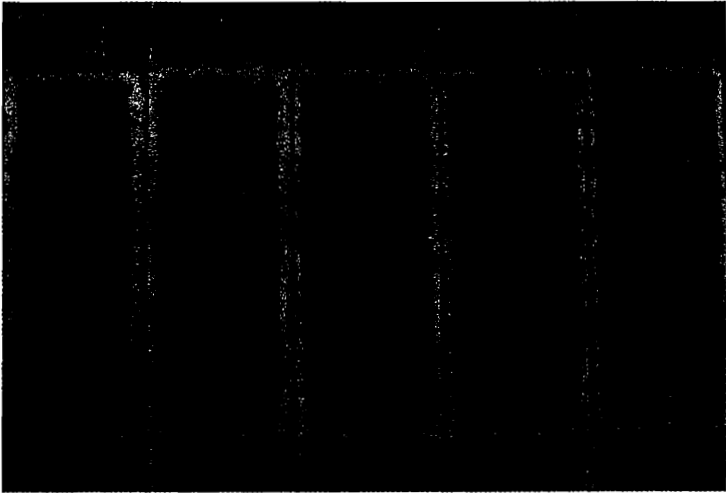
图7-47 加速腐蚀7个周期,修理后再加速腐蚀6个周期的腐蚀情况

(5) 加速腐蚀7个周期,试件修理后再加速腐蚀至12个周期的腐蚀情况

取7.3.3.3(4)中的试件,继续进行6个周期的加速腐蚀试验,考核螺钉和铆钉连接部位,腐蚀情况见表7-20和图7-48。

表 7-20 补强试件修理后再加速腐蚀 12 个周期的腐蚀情况

试件类型	周期	试件腐蚀情况	备 注
加速腐蚀 7 个周期 后修理试件	6~9	螺栓连接部位无明显腐蚀损伤；铆钉连接部位无明显腐蚀损伤	修理后试件加速腐蚀试验
	10~12	个别试件螺栓连接部位和铆钉连接部位有轻微腐蚀	修理后螺栓表面有涂层保护，其防腐性能明显提高



(a) 加速腐蚀 7 个周期，修理后试件再加速腐蚀 12 个周期的腐蚀情况（整体）



(b) 加速腐蚀 7 个周期，修理后试件再加速腐蚀 12 个周期的腐蚀情况

图 7-48 加速腐蚀 7 个周期，修理后再加速腐蚀 12 个周期的腐蚀情况

(6) 加速腐蚀 7 个周期，修理后试件再加速腐蚀 12 个周期（只考核铆钉连接部位）的腐蚀情况

随机抽取 7.3.3.3(2)中的试件进行修理，除无碱布偏薄外，其他与 7.3.3.3（4）修理方法完全相同，对螺栓连接部位进行保护，只考核铆钉连接部位情况，铆钉连接部位再加速腐蚀 12 个周期的情况见表 7-21 和图 7-49。

表 7-21 铆钉修理试件再加速腐蚀 12 个周期的腐蚀情况

试件类型	周期	试件腐蚀情况	备 注
加速腐蚀 7 个周期修理后的补强试件铆钉连接部位	1~4	未见明显腐蚀	修理后试验 腐蚀情况明显， 从第 6 周期开始， 铆钉头或钉头附近 金属基体发生 明显的腐蚀损伤； 12 个周期后 7 件 试件有 3 件穿透， 对修理方法应予 以关注
	5	个别试件铆钉连接部位无碱布破裂	
	6	9 件试件有 2 件在铆钉连接部位发生腐蚀，其中 1 件蚀坑深度约 1.0mm	
	7	7 件试件有 2 件在铆钉连接部位发生腐蚀，其中 1 件蚀坑深度约 2.5mm	
	9	7 件试件全部发生腐蚀，腐蚀深度约为 0~6.0mm，有 1 件试件穿透	
	10	腐蚀程度加重，其中 1 件有 2 处已经穿透；个别钉头开始腐蚀	
	11	腐蚀情况比较严重，面积和深度增加，钉头均不同程度地发生腐蚀，个别钉头全部锈蚀	
	12	腐蚀情况严重，3 件发生穿透，钉头腐蚀加重	

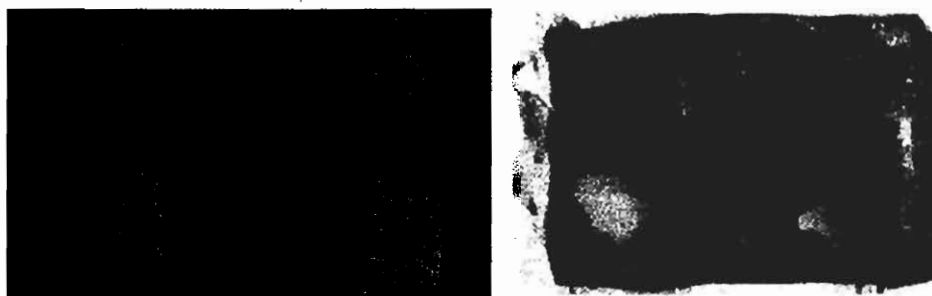


图 7-49 加速腐蚀 7 个周期，修理后再加速腐蚀 12 个周期的铆钉连接部位腐蚀情况

(7) 加速腐蚀 13 个周期，试件修理后再加速腐蚀 12 个周期的铆钉连接部位腐蚀情况

将 7.3.3.3(3) 中加速腐蚀 13 个周期后的试件按外场修理过程和方法进行修理，对螺栓连接部位进行保护，考核铆钉连接部位。修理试件加速腐蚀 12 个周期后，铆钉连接部位腐蚀情况见表 7-22 和图 7-50、图 7-51。

表 7-22 加速腐蚀 13 个周期，修理后再加速腐蚀 12 个周期的铆钉连接部位腐蚀情况

试件类型	周期	试件腐蚀情况	备 注
加速腐蚀 13 个周期后的修理试件铆钉连接部位	1~7	铆钉头附近均无明显变化	修理后试件加速腐蚀试验 修理后表面有涂层保护，其 防腐性能明显提高
	8~10	铆钉头附近均无明显变化	
	11	个别试件铆钉部位有轻微腐蚀	
	12	个别试件铆钉部位有轻微腐蚀	



(a) 腐蚀情况 (整体)



(b) 腐蚀情况 (局部)

图 7-50 加速腐蚀 13 个周期, 修理后铆钉连接部位再加速腐蚀 7 个周期后的腐蚀情况



(a) 腐蚀情况 (整体)



(b) 腐蚀情况 (局部)

图 7-51 加速腐蚀 13 个周期, 修理后铆钉连接部位再加速腐蚀 12 个周期后的腐蚀情况

(8) 补强件加速腐蚀试验结果分析

① 加速腐蚀 7 个周期

a. 补强件加速腐蚀 7 个周期, 铆钉连接部位腐蚀情况不严重, 个别试件铆钉边缘有 1.5mm 的蚀坑, 未发生不可修理的腐蚀损伤。

b. 补强件加速腐蚀 7 个周期, 螺栓连接部位发生明显的腐蚀, 个别试件穿透, 多个试件螺栓边缘金属基体有深 0.5~5.0mm 的蚀坑, 但未影响结构的功能和使用寿命。

c. 补强件满足内陆机场日历 10 年和沿海机场日历 5 年的要求。为保证在后续的试验中不出现影响寿命的腐蚀损伤, 应认真进行检修或视情更换短补强件。

② 加速腐蚀 13 个周期 (只考核铆钉连接部位)

a. 加速腐蚀 13 个周期, 铆钉连接部位腐蚀现象比较明显, 基本全有不同程度的腐蚀,

个别有2.0mm的蚀坑,但未发现不可修理的腐蚀损伤。

b. 铆钉连接部位在不经修理的情况下可以满足内陆机场(10+9)年及沿海机场10年的日历要求。

c. 针对沿海机场情况,由于其腐蚀环境恶劣,在13个周期后应对铆钉连接部位进行认真检修,建议对腐蚀严重的特殊情况,进一步采用其他防腐措施。

③ 加速腐蚀7个周期,修理后加速腐蚀6个周期

a. 加速腐蚀7个周期后,对腐蚀较轻的试件进行修理,修理后加速腐蚀6个周期,铆钉连接部位未发现明显的腐蚀损伤。

b. 修理试件加速腐蚀6个周期,螺栓连接部位未发现明显的腐蚀损伤。

c. 修理后能满足内陆机场10年的日历要求。

d. 鉴于①中加速腐蚀7个周期后螺栓连接部位发生明显的腐蚀损伤,为保证修理后12个周期(相当于沿海机场9年)不发生严重的腐蚀损伤,在进行修理时应严格控制修理质量或视情更换补强件。

④ 加速腐蚀7个周期,修理后加速腐蚀12个周期

a. 加速腐蚀7个周期后,对试件进行修理,修理后加速腐蚀12个周期,铆钉连接部位未发现明显的腐蚀损伤,个别试件出现轻微腐蚀。

b. 修理试件加速腐蚀12个周期,螺栓连接部位未发现明显的腐蚀损伤,个别试件出现轻微腐蚀。

c. 修理后能满足沿海机场10年日历要求,但是应严格控制修理质量。

⑤ 加速腐蚀7个周期,修理后加速腐蚀12个周期(只考核铆钉连接部位)

a. 加速腐蚀7个周期后,修理试件加速腐蚀12个周期,由于修理时试件表面无碱布比④中略薄,铆钉连接部位发现有比较明显的腐蚀损伤,在10个周期时就已发现个别试件穿透,但未影响结构功能和寿命。

b. 综合④的结论表明,修理后可以满足沿海机场9年的日历要求,但应严格控制修理质量;并在修理时对铆钉连接处采用先进的防腐措施,然后重新涂底漆、面漆,涂胶,贴无碱布。

c. 参考②,若大修时发现腐蚀严重的特殊情况,应采取特殊方法,进一步采用其他防腐措施。

⑥ 加速腐蚀13个周期,修理后加速腐蚀12个周期(只考核铆钉连接部位)

a. 对②中加速腐蚀13个周期后的试件进行修理,修理质量同③,修理后加速腐蚀12个周期,铆钉连接部位未发现明显的腐蚀损伤。

b. 满足大修后沿海机场9年日历寿命要求,但应严格控制修理质量,并参考②中c。

7.3.4 试验结果的综合分析

7.3.4.1 更改涂层设计试验结果的综合分析

(1) 内陆机场

① 更改涂层设计试件加速腐蚀7个周期,试件未发生明显的腐蚀损伤,满足内陆机

场10年日历首翻要求；加速腐蚀13个周期，试件发生轻微的腐蚀损伤，金属基体未发生腐蚀，不会影响结构使用功能和检修，满足内陆机场19年日历寿命要求；加速腐蚀13个周期后，对试件进行修理，修理后加速腐蚀6个周期，未发现明显的腐蚀损伤，说明在第2次大修时进行修理能满足内陆机场日历总寿命要求。

② 对于全面更新涂层的歼8后续机种（如H、F型飞机），为保证安全，在首翻（10年）和第2次大修（19年）时进行检修，满足日历寿命要求。

③ 对于外场修理时采用更改涂层体系的飞机，修理时均未进行首翻，首翻时可以不进行修理，而第2次大修时认真进行检修，满足日历寿命要求。

(2) 沿海机场

① 更改涂层设计试件加速腐蚀13个周期，试件发生轻微的腐蚀损伤，金属基体未发生腐蚀，不会影响结构使用功能和检修，满足沿海机场10年日历首翻要求；加速腐蚀13个周期后，对试件进行修理，修理后试件加速腐蚀12个周期，未发现明显的腐蚀损伤，首翻修理后满足沿海机场日历修理间隔要求；根据修理后试件加速腐蚀12个周期的腐蚀情况，可以推断必须在第2次大修时对其进行修理，并且修理后加速腐蚀12个周期应不会发生明显的腐蚀损伤，即在第2次大修后能满足沿海机场歼8系列飞机日历总寿命要求。但应严格控制修理质量。

② 对于全面更新涂层的歼8后续机种（如H、F型飞机），在首翻（10年）和第2次大修（19年）时进行检修，满足日历寿命要求。

③ 对于外场修理时采用更改涂层体系的飞机，从7.3.2.3(1)试验情况分析，加速腐蚀20个周期（相当于沿海机场15年）时腐蚀情况不严重，从而首翻时可以不进行修理；而第2次大修后可以适当放宽腐蚀损伤容限的要求，在第2次大修时认真进行检修，满足日历寿命要求。

7.3.4.2 补强件修理试验结果的综合分析

(1) 歼8Ⅱ型飞机

① 内陆机场

a. 短补强件

(a) 补强件加速腐蚀7个周期（相当于内陆机场10年），铆钉连接部位腐蚀情况不严重；螺栓连接部位发生严重的腐蚀，但并未影响结构的功能和使用寿命，能够满足内陆机场10年日历寿命要求。

(b) 7个周期后进行认真修理，加速腐蚀6个周期未发现明显的腐蚀损伤，说明修理后能满足内陆机场9年日历要求。

(c) 虽然加速腐蚀7个周期后继续进行12个周期的试验结果表明未出现明显的腐蚀损伤，但是由于螺栓连接部位容易发生严重的腐蚀损伤，铆钉连接部位也可能出现严重腐蚀损伤，从而在第2次大修时应根据腐蚀情况的不同予以不同的处理，若腐蚀较轻（螺栓连接部位未出现深度大于2.5mm的蚀坑），则严格控制修理质量；若腐蚀比较严重（螺栓连接部位出现深度大于2.5mm的蚀坑），则将短补强件更换为长补强件。

(d) 在(c)的基础上，应能满足日历总寿命要求。

b. 长补强件

(a) 铆钉连接部位加速腐蚀7个周期(相当于内陆机场10年)未发现严重的腐蚀损伤;7个周期后修理,再加速腐蚀6个周期(相当于内陆机场9年),铆钉连接部位腐蚀情况不明显。13个周期(相当于内陆机场19年)后进行修理的试件,加速腐蚀6个周期,腐蚀情况不明显。

(b) 首翻时对长补强件进行认真检修,能满足首翻至第2次大修的9年日历间隔要求。

(c) 第2次大修后可以适当放宽腐蚀损伤容限要求,在第2次大修时进行认真检修,满足日历总寿命要求。

② 沿海机场

a. 短补强件

(a) 补强件加速腐蚀7个周期(相当于沿海机场5年),铆钉连接部位腐蚀情况不严重;螺栓连接部位发生严重的腐蚀,但并未影响结构的功能和使用寿命。满足沿海机场5年日历要求。

(b) 为保证在后续12个周期的试验中不出现严重的腐蚀损伤,首翻时认真检查腐蚀损伤,若腐蚀较轻(螺栓连接部位未出现深度大于2.5mm的蚀坑),进行修理,严格控制修理质量;若腐蚀比较严重(螺栓连接部位出现深度大于2.5mm的蚀坑),则将短补强板更换为长补强板。

(c) 修理试件加速腐蚀12个周期未发现明显的腐蚀损伤,但修理质量明显影响损伤情况,从而在第2次大修时应根据首翻情况和腐蚀情况予以以下处理:若首翻已换板,则进行修理;若首翻未换板,按(b)方法进行处理。

(d) 必须严格控制修理质量,建议在首翻和第2次大修时采用先进的防腐措施,如采用水置换液或密封胶等进行局部防腐处理。

b. 长补强件

(a) 长补强件加速腐蚀7个周期铆钉连接部位腐蚀损伤情况不明显,满足5年日历间隔要求。

(b) 7个周期后修理,再加速腐蚀12个周期,铆钉连接部位可能出现比较明显的腐蚀损伤,但不会影响结构功能和寿命,满足首翻后至第2次大修9年日历寿命间隔。

(c) 由于外场难以进行长补强件的更换,第2次大修时应认真进行检修。建议在首翻和第2次大修时采用先进的防腐措施。

(d) 由于第2次大修后可以适当放宽腐蚀损伤容限的要求,在采用先进防腐措施后,应能满足日历总寿命要求。对修理时发现的腐蚀严重情况,应予以特殊处理。

(2) 歼8白天型、歼8I型飞机

① 补强件加速腐蚀7个周期(相当于内陆机场10年),铆钉连接部位腐蚀情况不严重;螺栓连接部位发生严重的腐蚀,但并未影响结构的功能和使用寿命。满足内陆机场10年日历寿命要求。7个周期后进行修理,再加速腐蚀6个周期,未发现明显的腐蚀损伤,修理后满足内陆机场9年日历要求。

② 外场进行补强修理的歼8白天型、歼8I型飞机,绝大部分已首翻,个别未首翻的飞机也即将进厂首翻,少数飞机已经大修过两次。首翻和第2次大修后日历寿命间隔要求

为8年(相当于6个试验周期),而第2次修理后可以适当放宽腐蚀损伤容限要求。

③ 参考歼8Ⅱ型飞机的结论,对于歼8白天型、歼8Ⅰ型飞机而言,不论长、短补强件:

- a. 已大修2次的飞机,补强修理后直接使用到日历总寿命26年。
- b. 已首翻的飞机,在第2次大修时应认真进行检修,满足日历总寿命要求。
- c. 尚未进行首翻的飞机,应及早安排首翻,首翻时不对补强件进行修理,第2次大修时认真进行检修。
- d. 第2次大修时发现腐蚀严重的异常情况,应予以特殊处理。

④ 说明

上述结论适用于补强修理后继续在内陆机场服役的歼8白天型、歼8Ⅰ型飞机,若以后该型飞机调往沿海机场服役,则42框下半框腹板的日历寿命评定结论可以参照歼8Ⅱ型飞机予以处理。

7.4 日历寿命体系评定

7.4.1 更改涂层设计情况的日历寿命体系评定结论与腐蚀修理方案

7.4.1.1 日历寿命体系评定结论

① 对于已贯彻涂层体系更改的歼8后续机种(如H、F型飞机),在首翻(10年)和第2次大修(19年)时进行检查和腐蚀修理。

② 在2001~2002年对42框下半框腹板实施更改涂层体系修理的歼8Ⅱ型及H型飞机,首翻可以不修,在第2次大修时对42框下半框腹板进行认真检查和腐蚀修理。

7.4.1.2 腐蚀修理方案

- ① 揭去无碱布。
- ② 除胶。
- ③ 褪漆。
- ④ 清洗,若发现腐蚀,则进行打磨、清洗。
- ⑤ 烘干。
- ⑥ 涂底漆、面漆。
- ⑦ 涂胶。
- ⑧ 贴无碱布。

详见参考文献[7-2]。

7.4.2 补强件修理情况的日历寿命体系评定结论与腐蚀修理方案

7.4.2.1 日历寿命体系评定结论

(1) 歼8白天型和歼8Ⅰ型飞机

- ① 已大修2次的飞机补强修理后直接使用到日历总寿命26年。

② 对于补强时已经进行过首翻的飞机:

a. 采用长补强件修理的飞机, 第2次大修时进行检修, 揭去无碱布, 除胶, 褪漆, 清洗, 去除腐蚀, 然后重新涂1号航空底漆、13-2面漆, 涂胶, 贴无碱布。

b. 采用短补强件修理的飞机, 在第2次大修时进行检修, 方法同a; 若发现螺栓连接部位腐蚀严重的特殊情况, 应进一步采用其他防腐措施进行特殊处理。

③ 服役已过10年尚未首翻的个别飞机, 应及早安排首翻, 首翻时不对补强件进行检修, 第2次大修的检修同②。

(2) 歼8Ⅱ型飞机

① 在内陆机场使用的歼8Ⅱ型飞机

a. 对于长补强件修理的情况, 在首翻和第2次大修时进行检查和腐蚀修理。

b. 对于短补强件修理的情况, 首翻时进行检查和腐蚀修理; 第2次大修时, 对两端螺栓部位和铆钉连接部位进行重点检查, 若腐蚀情况较弱(螺栓连接部位未出现深度大于2.5mm的蚀坑), 则按首翻时的修理方法进行修理; 若腐蚀情况严重(螺栓连接部位出现深度大于2.5mm的蚀坑), 则拆去原有短补强件, 重新安装长补强件。

② 在沿海机场使用的歼8Ⅱ型飞机

a. 对于长补强件修理的情况, 在首翻和第2次大修时进行检查和腐蚀修理, 并对铆钉连接部位进行局部防腐处理。当第2次大修时, 发现腐蚀严重的特殊情况时, 应采用其他防腐措施予以特殊处理。

b. 对于短补强件修理的情况, 首翻时对两端螺栓连接部位进行重点检查, 若腐蚀情况较弱(螺栓连接部位未出现深度大于2.5mm的蚀坑), 则按首翻时的修理方法进行修理; 若腐蚀情况严重(螺栓连接部位出现深度大于2.5mm的蚀坑), 则拆去原有短补强件, 重新安装长补强件。第2次大修时的修理分为: 若首翻时已更换为长补强件, 则按a中方法进行修理; 若首翻时未换补强件, 则按首翻方法判断腐蚀情况进行修理, 或更换为长补强件。

7.4.2.2 腐蚀修理方案

同7.4.1.2。

参考文献

- [7-1] 刘文琰, 李玉海等. 飞机结构日历寿命体系评定技术. 北京: 航空工业出版社, 2004
- [7-2] 姜军等. 歼8系列飞机结构维护修理大纲. 第六〇一研究所技术报告, 2004

第8章 歼8系列飞机机翼前梁腹板的日历寿命评定

8.1 引论

8.1.1 结构形式与腐蚀故障概述

8.1.1.1 结构形式

歼8系列飞机(包括歼8白天型、歼8Ⅰ型、歼8Ⅱ型以及后续機種)机翼是典型的多梁式结构,纵向构件有前长桁、1梁、前梁、主梁、4梁及后长桁,分别与机身25框、29框、33框、42框、47框和50框相对接,如图8-1所示。前长桁与机身25框、后长桁与机身50框为齿垫连接,其余为双耳片连接。1梁、前梁间及主梁、4梁间为整体油箱,前梁、主梁间布置有起落架舱。

飞行过程中作用在机翼上的载荷通过前长桁、1梁、前梁、主梁、4梁及后长桁,传至机身25框、29框、33框、42框、47框和50框。剪力由前长桁、1梁、前梁、主梁、4梁及后长桁传递,弯矩由1梁、前梁、主梁、4梁与机身对接的双耳片传至机身。

机翼前梁由LC4CS材料模锻件制造,前段剖面形状为工字形,结构如图8-1所示。前梁腹板涂层改进前出厂时表面阳极化后涂H06-2锌黄色底漆,涂层改进后出厂时阳极化后涂1号航空底漆,再涂13-2面漆。机翼前梁不仅是重要的承力构件之一,承受着飞行载荷和油箱压力载荷,而且前梁腹板还是机翼整体油箱的侧壁,起着维护油箱正常工作的功能作用。

8.1.1.2 腐蚀故障

对外场和大修厂使用一定年限的歼8系列飞机腐蚀情况的检查表明,机翼主起落架舱是歼8系列飞机结构腐蚀的集中部位,机翼前梁腹板腐蚀严重,最严重的腐蚀部位尺寸达50mm×40mm,深度约1.5~2mm。多数飞机机翼前梁腹板上有多处腐蚀,腐蚀处呈灰白色,疏松、鼓包,其中腹板厚度尺寸下限为2.5mm。

机翼前梁腹板的主要腐蚀形式是表面涂层老化失效后,基体发生明显腐蚀,对前梁腹板腐蚀产物的分析结果表明,其主要腐蚀形态为点腐蚀和剥落腐蚀。点腐蚀发生在腐蚀初始阶段,宏观特征呈针状小孔,在蚀孔周围有少量白色粉末状腐蚀产物。点腐蚀的发展过程是一种自催化加速的过程,具有隧道效应,在金属基体内部会转变为晶间腐蚀,导致树叶状分层,在宏观上表现为鼓包,具有明显的剥落腐蚀特征,并伴随有大量粉末状腐蚀产物。

8.1.2 腐蚀因素分析

① 前梁腹板腐蚀部位处于主起落架舱内,主起落架舱属于半封闭结构,空气流动较

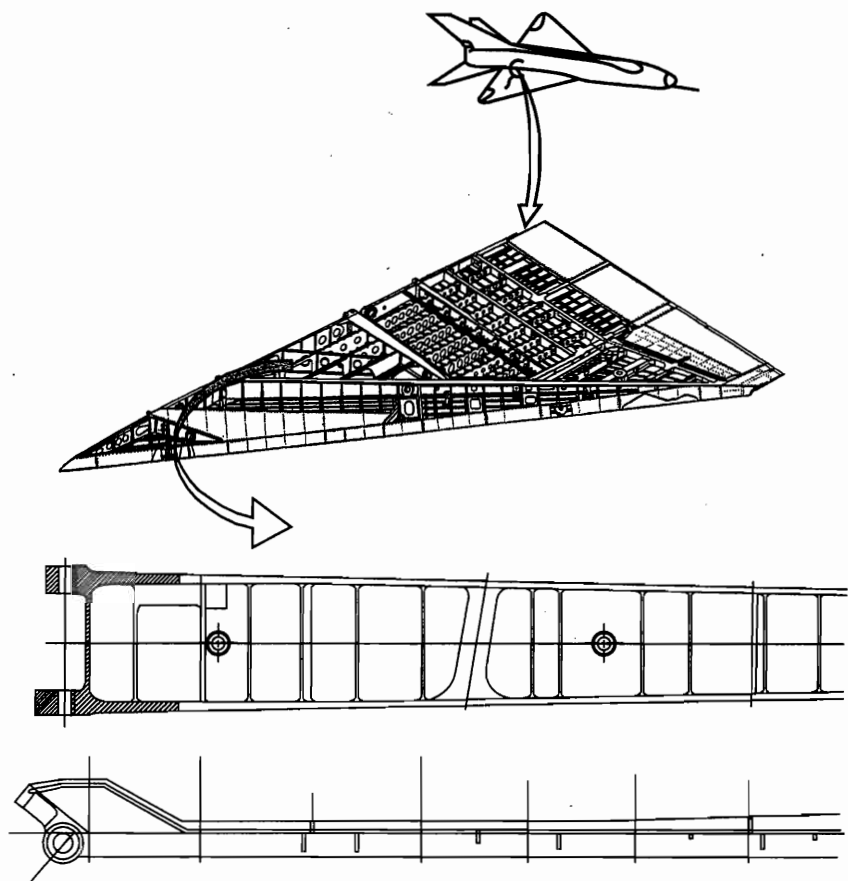


图 8-1 歼8系列飞机机翼前梁结构示意图

差, 当外界温差变化较大时, 前梁腹板和下缘条会引起凝露或积水, 且飞机在地面停放时, 蒸发的水汽也会进入舱内, 导致水分难于散发而使内部结构长期处于潮湿状态。因此, 含盐、酸成分的积水和潮湿空气凝露的长期作用是机翼前梁腹板腐蚀的环境因素。

② 前梁腹板腐蚀部位属于与外界大气相通的内部构件, 应当按外表面的涂层防护体系处理, 初始设计其表面防护涂层仅按内部构件涂层处理, 因而导致构件的腐蚀防护能力降低。一旦表面涂层的防腐能力失效后, 金属基体就会发生明显的腐蚀损伤。

综上所述, 机翼前梁腹板腐蚀的主要因素是恶劣的腐蚀环境和设计上的缺陷。

8.2 加速试验环境谱与当量加速关系

8.2.1 加速试验环境谱

8.2.1.1 加速试验环境谱的编制原则

参照参考文献 [8-1], 加速试验环境谱的编制原则如下。

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, 从而再现实际服役过程出现的腐蚀损伤形式与特征。

② 缩短实际环境下腐蚀历程, 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关系。

8.2.1.2 制定加速试验环境谱的技术途径

机翼前梁的腐蚀损伤经历了两个过程: 结构表面涂层的腐蚀失效和金属基体的腐蚀损伤。参照参考文献 [8-1] 给出的涂层加速试验环境谱, 结合歼8系列飞机机翼前梁腹板的服役环境和腐蚀特点, 进行细化和调整。

为了建立合理的加速试验环境谱, 首先安排 A、B 两组模拟件 (共 20 件, 每组 10 件) 进行摸索预试验, 其主要目的是根据预试验结果对环境谱进行适当调整, 以便在正式试验中能较好地再现外场的腐蚀形式和特征。参照涂层加速试验环境谱提出本次摸索试验加速试验环境谱的基本构成, 将模拟件在加速试验环境谱下腐蚀不同时间后, 与外场及大修厂歼8系列飞机机翼前梁腹板腐蚀形式进行比较, 对预试验所采用的加速试验环境谱进行评估, 按加速试验环境谱的编制原则, 作适当的调整后确定为正式试验的加速试验环境谱。

8.2.1.3 加速试验环境谱预试验

(1) A 组模拟件加速试验环境谱 (以下简称 A 谱)

参考涂层加速试验环境谱, 结合歼8Ⅱ型飞机机翼前梁的具体环境编制 A 谱。一个完整的 A 谱试验周期包括以下 4 个部分。

① 湿热暴露试验

湿热环境是飞机结构面临的主要环境因素, 是引起防腐涂层失效及基体金属结构腐蚀的重要原因之一。考虑到我国内陆和亚热带地区与美国的自然环境相似, 温度与湿度条件大致相同。所以, A 谱试验周期中的湿热暴露试验的条件与涂层加速试验环境谱相同。具体试验条件为:

暴露时间 7 天 (168 小时), 温度 $T = 43^{\circ}\text{C}$, 相对湿度 $\text{RH} = 95\%$ 。

② 低温疲劳试验

歼8系列飞机机翼前梁腹板部位在飞行或停放期间会出现的最低温度接近 -50°C , 依据歼8型飞机疲劳过载谱与前梁腹板的应力分析结果, 根据疲劳损伤相当的原则, 将载荷谱中各级应力等损伤折算为 500 次循环所对应的应力。低温疲劳的试验条件为:

疲劳加载条件: $\sigma_{\max} = 93.07\text{MPa}$, $R = 0.1$, $f = 5\text{Hz}$, 循环次数 500 次; 试件试验段温度 $T = -53^{\circ}\text{C}$ 。

③ 盐雾试验

参照以往歼8型飞机结构盐雾环境试验方案和国内外有关盐雾试验的标准进行试验。试验的具体情况为:

暴露时间 7 天, 其中中性盐雾 4 天, 酸性盐雾 3 天; 温度 $T = 35^{\circ}\text{C}$; 盐雾沉降量 $(1\sim 2)\text{mL}/(80\text{cm}^2 \cdot \text{h})$ 。

④ 周期浸润腐蚀试验

有害环境介质的干湿交替作用对飞机结构腐蚀会产生明显影响。歼8系列飞机在服役期间机翼前梁腹板的局部环境存在明显的干湿交替现象。因此, 在 A 谱中增加了周期浸润试验。采

用的腐蚀溶液参照参考文献 [8-4] 对 EXCO 溶液进行了调整。试验的具体情况为:

暴露时间 1 天, 温度 $T=40^{\circ}\text{C}$, 湿度 $\text{RH}=95\%\pm 5\%$, 浸润周期 30min, 其中 7.5min 试件在溶液中浸润, 22.5min 试件在溶液外烘烤; 试验过程中溶液 $\text{pH}=0.4$ 。腐蚀溶液按以下配方:

NaCl	234g/L
KNO ₃	50g/L
98% 的浓 H ₂ SO ₄	3mL/L

鉴于前梁腹板部位在服役期间基本上不受紫外线影响, 也没有明显的热冲击问题, 因此在 A 谱中不予考虑。一个完整的 A 谱流程图如图 8-2 所示。

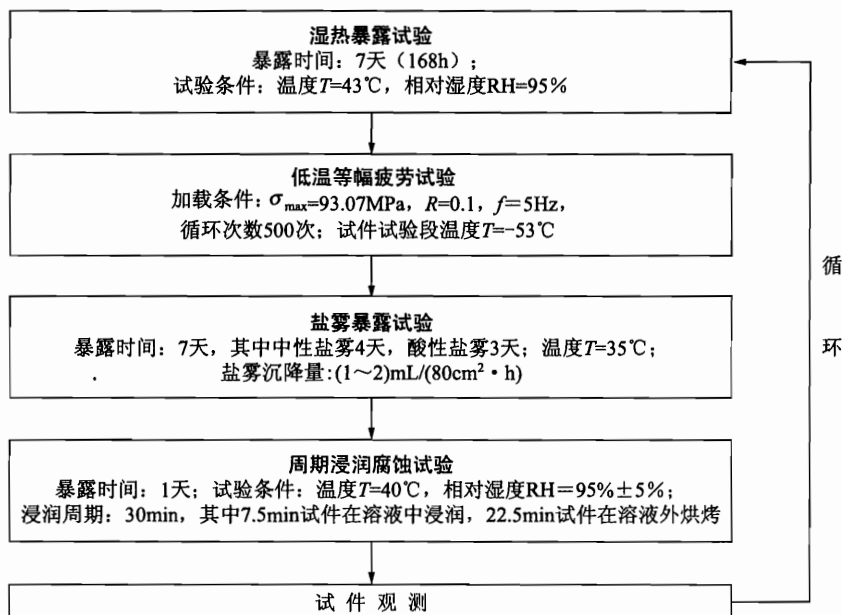


图 8-2 歼 8 系列飞机机翼前梁腹板 A 谱及流程图

(2) B 组模拟件加速试验环境谱 (以下简称 B 谱)

编制 B 谱的依据与 A 谱基本相同, 也由湿热暴露、低温疲劳、盐雾试验和周期浸润腐蚀试验 4 个部分组成。其中, 低温疲劳和周期浸润腐蚀试验部分与 A 谱完全相同。湿热暴露的时间调整为 3 天, 试验条件不变。盐雾暴露试验部分调整较大, 采用铜加速乙酸盐雾暴露试验, 试验条件及溶液配制参照 GB 6460—86、ASTM B-368 和 ISO 3770—1976 等金属覆盖层铜加速乙酸盐雾试验标准执行。暴露时间由 7 天调整到 3 天; 温度 $T=50\pm 2^{\circ}\text{C}$; 盐雾沉降量: $(1\sim 2)\text{mL}/(80\text{cm}^2\cdot \text{h})$ 。

一个完整的 B 谱试验周期需要时间大约为 8 天, 其试验流程如图 8-3 所示。

(3) 摸索预试验结果分析

A 组模拟件按 A 谱完成了 3 个周期的试验后 (约 50 天), 试件表面涂层除了光泽度有一定的下降外, 没有发生涂层起泡、开裂等显著的老化失效现象, 基体结构也未见明显腐蚀。

B 组模拟件按 B 谱完成了 1 个周期的试验后, 试件表面涂层发生明显起泡、开裂和脱

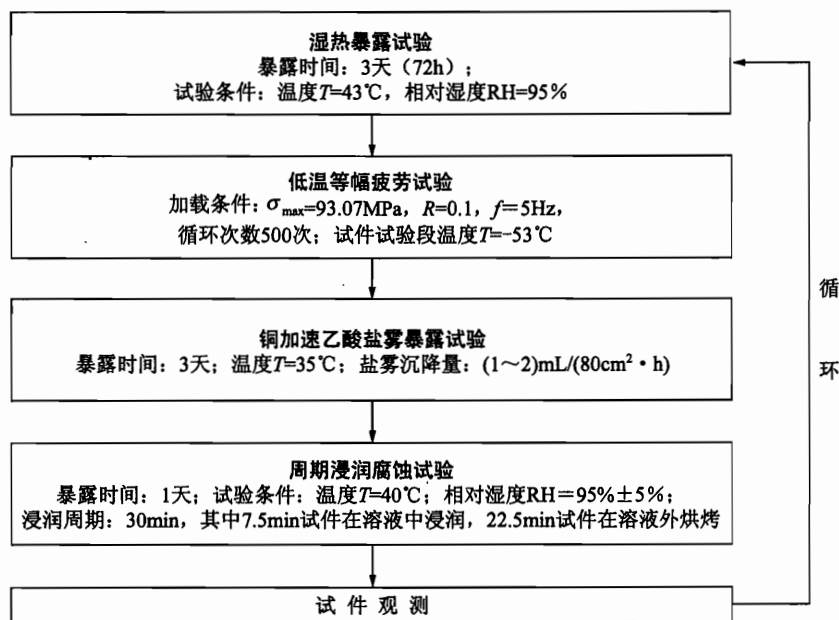


图 8-3 歼8系列飞机机翼前梁腹板模拟件 B 谱及流程图

落等显著的老化现象, 涂层防腐功能失效, 基体结构出现明显腐蚀。2 个周期后, 所有试件多处发生基体严重腐蚀, 其腐蚀部位呈现剥落腐蚀特征, 基本上实现了腐蚀损伤的加速再现。

A 组和 B 组试验结果表明, 铜加速乙酸盐雾对涂层和基体的腐蚀作用比较明显, A 谱偏轻, 难以在较短的试验时间内再现机翼前梁腹板的腐蚀损伤; B 谱偏重, 虽然可以再现机翼前梁腹板的腐蚀损伤特征, 但就对结构产生腐蚀损伤而言, 铜加速乙酸盐雾试验在整个试验周期中所占的比例偏大, 因此需要将试验时间缩短。

8.2.1.4 加速试验环境谱

在综合分析 A 谱和 B 谱预试验结果的基础上, 给出歼8系列飞机机翼前梁腹板加速试验环境谱, 如图 8-4 所示。该谱由湿热暴露、低温疲劳、盐雾试验和周期浸润腐蚀试验 4 个部分组成, 湿热暴露、低温疲劳和周期浸润腐蚀试验 3 部分与 A 谱完全相同, 盐雾暴露试验则采用铜加速乙酸盐雾暴露试验。试验条件与 B 谱相同, 但暴露时间由 3 天调整到 1 天。一个完整的试验周期大约需要 10 天。

8.2.2 加速腐蚀试验

8.2.2.1 试验件

采用歼8Ⅱ型飞机机翼前梁腹板模拟件, 材料为 LC4 模锻件, 尺寸为 180mm×60mm×3.5mm。如图 8-5 所示。前梁腹板位于起落架舱内, 在设计时其表面防护按内部封闭件处理。根据外场抢修技术方案, 对起落架舱表面防护进行了设计更改, 增涂了面漆。从而模拟件分为两种防护体系, 一种采用设计防护工艺, 即阳极化后涂 1 号航空底

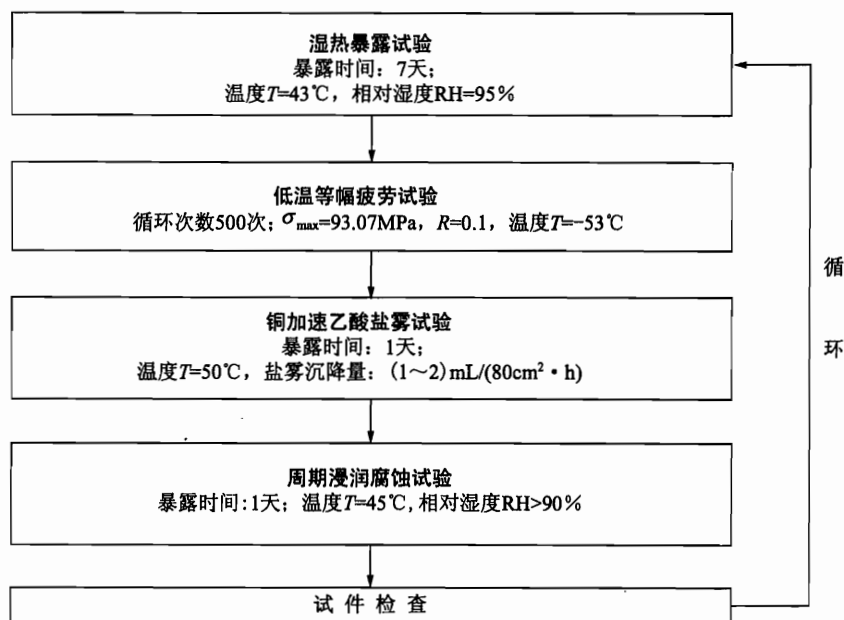


图 8-4 歼 8 系列飞机机翼前梁腹板涂层加速试验环境谱及流程图

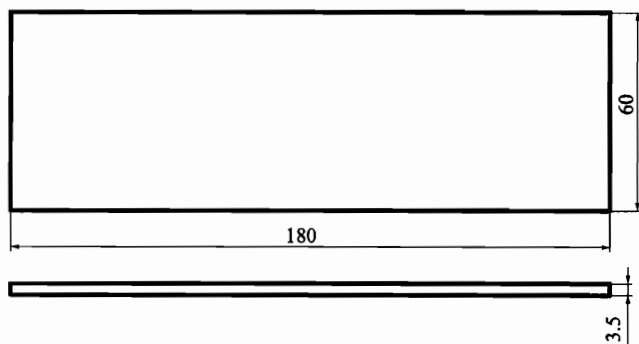


图 8-5 歼 8 II 型飞机机翼前梁腹板模拟件示意图

漆; 另一种采用对起落架舱内表面防护进行设计更改后的防护工艺, 即阳极化后喷涂 1 号航空底漆, 再增涂 13-2 面漆。在确定当量关系的试验中采用第一种涂层体系模拟件。

试验前对试件按照以下过程进行处理: 用金属去污剂或肥皂水擦洗试件表面油污→用自来水清洗后, 用蒸馏水擦洗→室温环境下用电风扇吹干试件→对试件进行外观观测。

8.2.2.2 试验方法及过程

(1) 湿热暴露试验

湿热暴露试验采用 H1200C 温湿交变试验箱予以实施。

箱体工作室环境条件: 温度 $T=43^{\circ}\text{C}$, 相对湿度 $\text{RH}=95\% \pm 5\%$ 。

暴露时间为 7 天。

(2) 低温疲劳试验

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 $f=5\text{Hz}$, 试验时需按试件试验段的实际截面积(厚度与宽度取实测值)计算最大载荷。

试件试验段环境条件: 温度 $T=-53\pm 5^{\circ}\text{C}$ 。

低温疲劳试验的实施: 试验时疲劳试验机液压夹头直接夹持在试件夹持段, 试件试验段位于低温盒中间部位。在试件两边与低温盒内壁之间镶嵌两个耐低温塑料袋, 疲劳试验时试件试验段被装有低温液体的塑料袋所包围。低温液体由液氮和无水酒精混合而成, 经过反复预试验, 将温度为 $-(85\sim 90)^{\circ}\text{C}$ 的低温液体注入塑料袋中, 能够使试件试验段实现 $-53\pm 5^{\circ}\text{C}$ 的低温环境条件。

试验步骤与注意事项:

① 将适量的无水酒精加入保温桶中, 然后缓慢注入液氮, 边注入边不停地搅拌; 用温度计监测保温桶内混合液体的温度, 当温度达到 $-(85\sim 90)^{\circ}\text{C}$ 时, 停止注入液态氮。

② 将试件插入低温盒内, 将适量的酒精与液态氮的混合液体注入耐低温塑料袋中, 进行密封, 防止低温混合液泄漏。用温度计测量试验段的温度, 根据测试结果对低温混合液体的比例做适当调整, 以满足 $-53\pm 5^{\circ}\text{C}$ 的温度条件。

③ 将试件装夹在疲劳试验机上, 按照编制好的载荷谱条件进行 500 次循环的疲劳加载试验。

④ 液态氮温度很低, 操作过程中要注意安全, 防止冻伤。

(3) 盐雾试验

① 试验前准备工作

先用蒸馏水配制浓度为 $50\pm 5\text{g/L}$ 氯化钠溶液, 然后加入适量的 CuCl_2 , 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 值可用冰乙酸或氢氧化钠调整。

② 试验过程

参照 GB 6460—86、ASTM B-368 和 ISO 3770—1976 等进行盐雾试验。试验暴露时间为 1 天; 试验温度为 50°C 。试样放置于惰性材料制成的试样架上。盐雾自由降落在试验试件表面。盐雾的沉积速度为经 24h 喷雾后, 每 80cm^2 面积上为 $1\sim 2\text{mL/h}$ 。试验结束后, 用清洁流动水轻轻清洗试件表面, 再用蒸馏水冲洗, 然后吹干。

(4) 周期浸润腐蚀试验

周期浸润腐蚀试验采用周期浸润腐蚀试验箱予以实施, 试验时间为 1 天。试验过程如下。

① 试验前用绝缘线将试件固定在周期浸润腐蚀试验箱的试件挂架上。

② 用蒸馏水配制修改后的 EXCO 溶液, 介质比例见 8.2.1.3(1)④。

③ 按照周期浸润腐蚀试验谱的技术条件, 将周期浸润腐蚀试验箱的控制参数设定在给定的范围内, 并将配制好的腐蚀溶液加入到腐蚀槽内, 然后开机, 温湿指标达到设定值时即为试验开始。

④ 试验过程中认真观察试件情况, 严格按照周期浸润腐蚀试验要求进行。到达规定时间后, 及时取出试件, 并按以下要求立即进行处理: 在缓慢的流水下用软毛刷或棉纱对试件进行擦洗, 除去试件表面的腐蚀产物→用纯净水清洗→将试件吹干。

具体试验参数如下。

① 温度 $T = 40 \pm 2^\circ\text{C}$ 。

② 相对湿度 $RH = 95\% \pm 5\%$ 。

③ 浸润周期为 30min, 每个浸润周期中, 7.5min 试件浸入腐蚀溶液, 22.5min 在溶液外被远红外线烘烤灯照射。

8.2.2.3 试验结果及加速试验环境谱有效性分析

在 2 个试验周期后, 涂层出现明显起泡或剥落等现象, 其防腐功能失效, 在第 3 个试验周期时试件金属基体就有较明显的腐蚀, 腐蚀由涂层起泡开始, 导致基体破坏, 形成针状点蚀坑, 随着腐蚀的进一步发展而出现腐蚀坑, 腐蚀坑向纵深方向扩展, 最后, 基体出现明显的鼓包, 腐蚀部位具有典型的剥落腐蚀特征。腐蚀产物能谱分析结果表明, 加速试验环境谱和服役环境下的腐蚀产物的主要组成大致相同。由此可见, 歼 8 系列飞机机翼前梁腹板试件在加速试验环境谱下与服役环境下的腐蚀损伤特征比较吻合, 从而在实验室条件下再现了歼 8 系列飞机机翼前梁腹板的腐蚀形式。显然, 模拟件正式试验所采用的加速试验环境谱及试验方法有效可行。

腐蚀损伤观测结果见表 8-1。为了进行对比, 表 8-2 汇总了 16 架歼 8 系列飞机机翼前梁腹板外场腐蚀检测结果。

表 8-1 歼 8 型飞机机翼前梁腹板模拟件加速腐蚀各试验周期对应的最大腐蚀深度 (mm)

周期 试件编号	1	2	3	4	5
21	基体无明显腐蚀	基体无明显腐蚀	0.08	0.48	0.88
22	基体无明显腐蚀	基体无明显腐蚀	0.16	0.82	1.24
23	基体无明显腐蚀	基体无明显腐蚀	0.06	0.45	0.70
24	基体无明显腐蚀	基体无明显腐蚀	0.10	0.58	1.12
25	基体无明显腐蚀	基体无明显腐蚀	0.05	0.42	0.98
26	基体无明显腐蚀	基体无明显腐蚀	0.18	0.75	1.20
27	基体无明显腐蚀	基体无明显腐蚀	0.07	0.55	0.87
28	基体无明显腐蚀	基体无明显腐蚀	0.10	0.60	1.04
29	基体无明显腐蚀	基体无明显腐蚀	0.03	0.30	0.76
30	基体无明显腐蚀	基体无明显腐蚀	0.15	0.75	1.21

表 8-2 歼 8 型飞机机翼前梁腹板外场腐蚀损伤测试结果 (截至 1995 年 8 月)

序号	日历时间 T (年)	最大腐蚀深度 (mm)	
		左侧机翼	右侧机翼
1	11.7	3.0	0.5
2	11.7	0.6	0.6
3	11.2	0.3	0.6

续表 8-2

序号	日历时间 T (年)	最大腐蚀深度 (mm)	
		左侧机翼	右侧机翼
4	11.1	0.8	0.8
5	11.7	0.4	1.2
6	11.7	0.6	0.7
7	8.8	1.6	1.8
8	8.0	0.7	1.6
9	11.0	0.2	0.4
10	8.8	0.4	1.8
11	6.7	0.9	0.8
12	11.0	0.3	1.1
13	11.2	1.9	0.7
14	7.9	0.6	1.4
15	11.7	1.8	2.3
16	6.7	0.5	0.5

8.2.3 加速腐蚀当量关系的建立

8.2.3.1 建立当量加速关系的技术途径

对于防腐涂层,选择涂层防腐功能失效的时间;对于金属基体,则选择最大腐蚀深度作为描述腐蚀损伤的基本参量。建立当量加速关系的基本思路是:一方面,通过模拟试件在加速试验环境谱下进行加速腐蚀试验,得出加速试验环境谱下模拟件腐蚀损伤的变化曲线;另一方面,通过对使用不同年限的外场和大修厂飞机该部位腐蚀损伤进行测量,得出实际结构腐蚀损伤随服役日历年限的变化关系。以腐蚀损伤等效为准则,建立加速试验环境谱下的试验时间与服役日历时间的当量关系。

8.2.3.2 腐蚀损伤变化规律的数学描述

取每架飞机左右机翼前梁腹板中的最大腐蚀深度为一个子样,并采用作图法在腐蚀深度 D —服役日历时间 T 图上绘出对应的数据点,如图 8-6 所示。为了便于比较,将模拟件加速腐蚀试验观测结果在图 8-7 中绘出。由于金属基体的腐蚀发生在涂层腐蚀失效后,因此,基体腐蚀存在一个临界时间 T_0 。根据图 8-6 和图 8-7,假设最大腐蚀深度与腐蚀时间可用以下关系近似地表示

$$D = \alpha(T - T_0) \quad (8-1)$$

令 $-\alpha T_0 = \beta$, 则式 (8-1) 可转化为

$$D = \alpha T + \beta \quad (8-2)$$

当测试 m 对腐蚀数据 (T_i, D_i) ($i = 1, 2, \dots, m$) 后,采用最小二乘法拟合,得

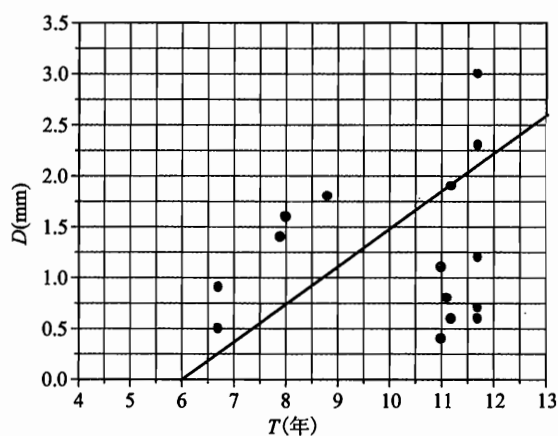


图 8-6 歼 8 型飞机机翼前梁腹板外场最大腐蚀深度分布图

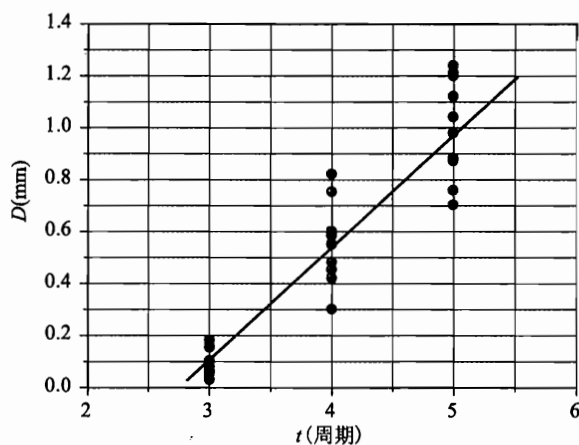


图 8-7 歼 8 型飞机机翼前梁腹板模拟件加速腐蚀试验最大腐蚀深度分布图

$$\alpha = \frac{\sum_{i=1}^m (T_i - \bar{T})(D_i - \bar{D})}{\sum_{i=1}^m (T_i - \bar{T})^2}$$

$$\beta = \bar{D} - \alpha \bar{T}$$

$$T_0 = -\frac{\beta}{\alpha} \quad (8-3)$$

$$r = \frac{\sum_{i=1}^m (T_i - \bar{T})(D_i - \bar{D})}{\sqrt{\sum_{i=1}^m (T_i - \bar{T})^2 \sum_{i=1}^m (D_i - \bar{D})^2}}$$

式中: $\bar{T} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n T_i$, $\bar{D} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n D_i$; r 为线性相关系数。

表 8-1 和表 8-2 数据对应的拟合结果如下。

① 外场腐蚀损伤测量数据处理结果

$$\alpha_T = 0.36, T_0 = 6.0(\text{年})。$$

② 加速腐蚀试验数据处理结果

$$\alpha_t = 0.45, t_0 = 2.7(\text{周期})。$$

8.2.3.3 当量加速关系

(1) 涂层失效前的当量加速关系

当涂层失效前, 即 $T < T_0, t < t_0$ 时, 当量加速关系为:

$$\frac{T_0}{t_0} = \frac{6.0}{2.7} = 2.2(\text{年/周期})$$

(2) 涂层失效后的当量加速关系

当涂层失效、基体结构出现腐蚀后, 即 $T > T_0, t > t_0$ 时, 则可用最大腐蚀深度相等来建立加速腐蚀当量关系, 那么应有下式成立

$$\alpha_T(T - T_0) = \alpha_t(t - t_0) \quad (8-4)$$

从而得到

$$T = \frac{\alpha_t}{\alpha_T}t + T_0 - \frac{\alpha_t}{\alpha_T}t_0 = \frac{0.45}{0.36}t + 6.0 - \frac{0.45}{0.36} \times 2.7 = 1.25t + 2.63(\text{年})$$

8.2.3.4 结论

① 在摸索预试验的基础上制定的加速试验环境谱能够很好地模拟歼8系列飞机机翼前梁腹板在服役期间的腐蚀形式和特征, 在实验室条件下实现了歼8型飞机前梁腹板腐蚀过程的加速再现。

② 歼8型飞机前梁腹板涂层失效前, 当量加速关系为: 2.2年/试验周期; 涂层防腐功能失效后, 服役日历时间 $T(\text{年})$ 和加速腐蚀试验周期 t 之间的当量加速关系为: $T = 1.25t + 2.63$ 。

8.3 含涂层模拟件加速腐蚀试验与分析

8.3.1 加速腐蚀试验

(1) 加速腐蚀试验

采用 8.2.1 中图 8-4 给出的加速试验环境谱, 每个试验周期相当于外场服役 2.2 年。试验前对模拟件按照以下顺序进行处理: 用金属去污剂或肥皂水擦洗模拟件表面油污→用自来水冲洗, 用蒸馏水擦洗→将模拟件用电风扇吹干→对模拟件进行外观观测。

试验程序依次按照先后顺序反复施加, 完成相当于外场服役 10 年 (即 4.5 个试验周期) 的加速腐蚀试验后, 对试件进行大修, 然后完成相当于外场服役 9 年的加速腐蚀试验。

(2) 试验设备及加速试验环境谱的实施

① 湿热暴露试验

湿热暴露试验在 H1200C 温湿交变试验箱中完成。如图 8-8 所示。

② 低温疲劳试验

低温疲劳试验在 MTS810-500kN 疲劳试验机上完成。如图 5-9 所示。



图 8-8 H1200C 温湿交替试验箱

③ 盐雾试验

盐雾试验采用 DCTC-1200P 多功能盐雾箱予以实施。试验设备如图 8-9 所示。



图 8-9 DCTC-1200P 多功能盐雾试验箱

④ 周期浸润腐蚀试验

周期浸润腐蚀试验采用 ZJF-75F 周期浸润腐蚀试验箱予以实施。试验设备如图 5-8 所示。

8.3.2 试验结果与分析

8.3.2.1 涂层老化失效情况

涂层失效过程是一个由量变到质变的过程。色差变化是衡量涂层失效的一个重要指标,能定量反映出被测涂层色泽的变化,可用色差来表示涂层的老化失效过程。

图8-10给出了两种防护体系下5件有代表性模拟件涂层的色差变化曲线。其中,曲线1、曲线2、曲线3是第1种防护体系下的色差变化曲线,曲线4、曲线5则是第2种防护体系下的色差变化曲线。可以看出,与原始状态相比,随着试验时间的增加,两种防护体系下的涂层都出现明显的失色现象。涂层失色主要是由于受加速环境的交变作用,涂层中的有机分子发生裂解而引起的。其中,人工紫外线老化作用后涂层明显失色,特别是湿态环境下,涂层的失色、粉化大大加快。有机涂层的主要成分为有机聚合物,有机聚合物在紫外线作用引起的光氧化和水解是导致涂层色泽变化的直接原因。涂层中有机分子的裂解,会导致短期内出现涂层失色,局部发生粉化、龟裂等,进而出现涂层起泡、剥落等老化失效。这不仅严重影响了涂层的外观,而且还将导致涂层的防护功能失效。涂层失效是导致金属基体发生腐蚀的直接原因。

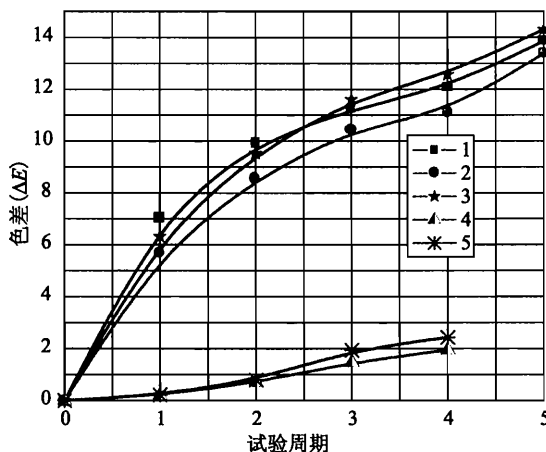


图 8-10 涂层色差随试验周期变化的曲线

与阳极化后涂1号航空底漆（即第1种防护体系）相比，阳极化后喷涂1号航空底漆，再增涂13-2面漆，改进以后的涂层（即第2种防护体系下的涂层）表面色差变化明显要小得多。由此可见，起落架舱内表面增涂面漆能够显著提高涂层的抗老化性能，从而能够有效地改善基体结构的抗腐蚀品质。

第1种防护体系在前2个试验周期后，模拟件表面涂层光泽度明显下降，涂层对基体的附着力明显降低，部分模拟件表面涂层出现粉化现象，不过，涂层基本完好，金属基体还未出现明显的腐蚀。第3个试验周期后，部分模拟件表面涂层出现龟裂、起泡和剥落等老化失效现象，其特征与前梁腹板外场出现的涂层失效特征十分相似。图8-11为第5个试验周期后第1种防护体系模拟件腐蚀部位的扫描电镜照片。采用第2种防护体系，在

4.5 个试验周期（相当于外场服役 10 年）后，除试验最后半个周期个别模拟件表面出现起泡外，其余模拟件表面涂层稍有失色，涂层基本完好。

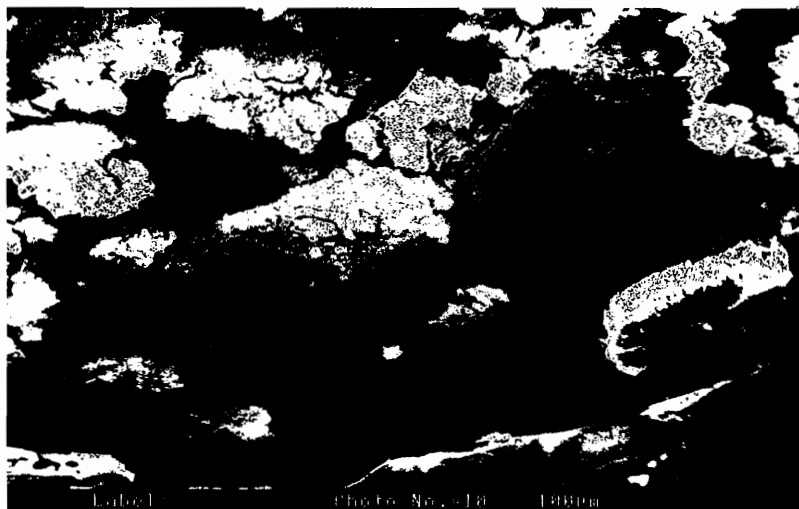


8-11 第1种防护体系模拟件5个试验周期后涂层起泡部位扫描电镜图片

8.3.2.2 金属基体的腐蚀损伤情况

第1种防护体系模拟件在加速腐蚀第2个试验周期后，部分试件表面涂层出现明显的起泡或剥落现象，涂层的防护功能失效。第3个试验周期后，失效涂层下金属基体出现比较明显的腐蚀。加速试验环境谱和外场环境下该结构腐蚀损伤结果见表8-1、表8-2。

对两种腐蚀环境下的腐蚀损伤情况进行仔细观察发现，腐蚀都是首先由涂层起泡开始，局部涂层的防护功能失效，导致金属基体破坏，先是形成针状点蚀坑，随着腐蚀的进一步发展而出现腐蚀坑，腐蚀坑再向纵深方向扩展，最后金属基体出现明显的腐蚀鼓包，腐蚀产物为灰白色、疏松状粉末。图8-12为模拟件在5个试验周期后剥落腐蚀部位的扫描电镜照片。显然，加速试验环境谱作用后涂层下金属基体呈现典型的剥落腐蚀特征。



8-12 模拟件在加速腐蚀5个试验周期后金属基体腐蚀部位的扫描电镜照片

图 8-13、图 8-14 分别为实际结构在外场服役期间的腐蚀形貌和第 1 种防护体系下模拟件加速环境腐蚀形貌。由图可以看出, 实验室加速试验环境谱作用下的模拟件很好地再现了歼 8 系列飞机机翼前梁腹板的腐蚀形式。

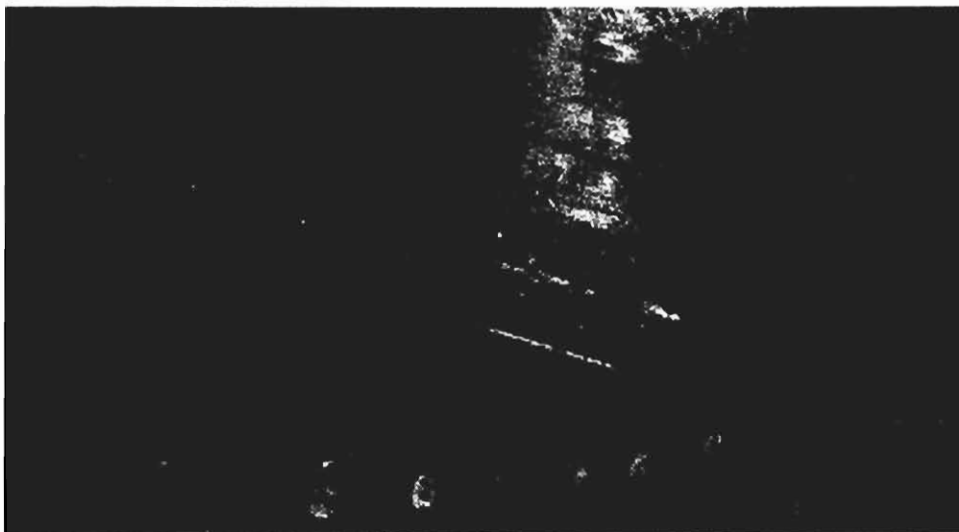


图 8-13 外场服役前梁腹板典型的剥落腐蚀特征



图 8-14 前梁腹板模拟件在加速腐蚀 5 个试验周期后的剥落腐蚀特征

图 8-15、图 8-16 分别为前梁腹板外场服役环境下和模拟件加速试验环境谱作用下腐蚀产物的能谱分析结果。由图可以看出, 两种情况下腐蚀产物的主要成分大致相同。由此可见, 在相同的防护体系下, 歼 8 系列飞机机翼前梁腹板在加速试验环境谱下的腐蚀损伤特征与实际服役环境下的腐蚀损伤特征基本吻合。

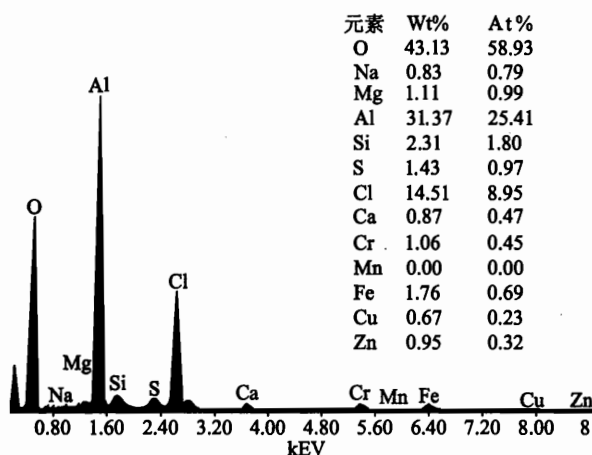


图 8-15 歼 8 型飞机 73 号前梁腹板实际结构腐蚀产物能谱分析结果

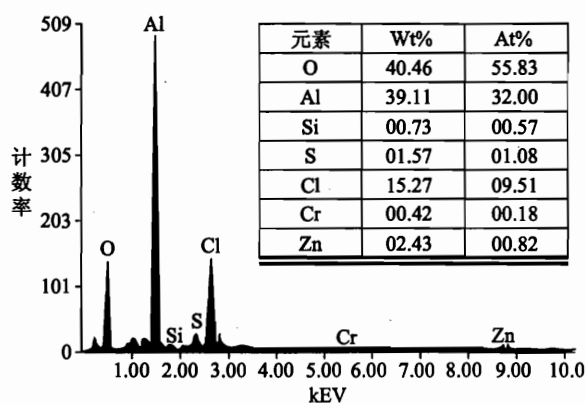


图 8-16 前梁腹板模拟件腐蚀产物能谱分析结果

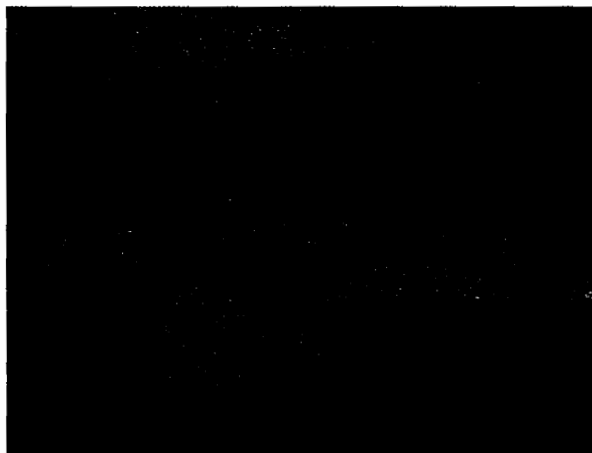


图 8-17 加速腐蚀 4.5 个试验周期后模拟件涂层情况

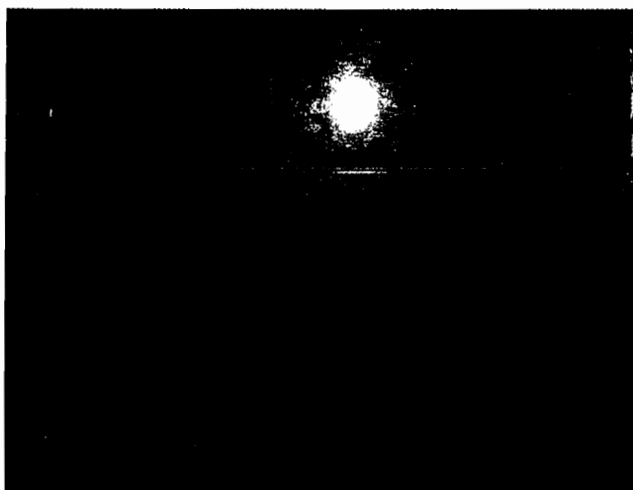


图 8-18 第 1 次大修后加速腐蚀 4 个试验周期后的模拟件涂层情况



图 8-19 加速腐蚀 8.5 个试验周期后模拟件涂层情况

图 8-17~图 8-19 是涂层改进后模拟件加速腐蚀试验情况。由图可以看出,三种情况除个别模拟件出现涂层表面起泡外,绝大部分模拟件在完成所要求的试验周期后,涂层只出现稍有失色,涂层防护效果基本完好。涂层改进后 8.5 个试验周期的加速腐蚀试验结果表明,对于外场服役到达第 1 次大修时间的飞机,涂层防护效果基本完好,完全可以推迟大修时间。

由图 8-19 可以看出,涂层改进后的歼 8 II 型飞机机翼前梁腹板基本满足日历寿命的预期目标:首翻期为 10 年,第 2 次修理间隔为 9 年,总寿命为 28 年。

另外,第 1 次大修后加速腐蚀 4 个试验周期,个别模拟件的边缘涂层出现龟裂、起泡和剥落等老化失效现象,涂层的防护功能基本失效,金属基体有多处腐蚀,腐蚀处呈灰白色、疏松、鼓包等。如图 8-20 所示。对表面涂层脱落严重的模拟件进行腐蚀产物清理发现,部分脱落处明显可见大修前的漆层,由此可以得出,部分模拟件腐蚀可能是由于大修

涂漆时除漆不彻底,没有露出阳极化层,致使重新涂覆的漆层附着力较差所导致。

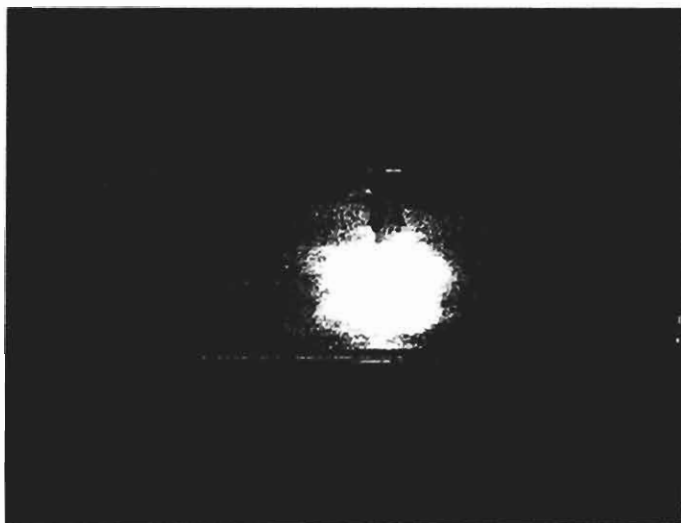


图 8-20 第1次大修后加速腐蚀4个试验周期个别模拟件涂层失效情况

采用 BYKO-TEST 7500 型涂层测厚仪对腐蚀部位周围漆层及模拟件其他部位漆层进行测量发现,腐蚀部位周围漆层厚度平均约为 $34.1\mu\text{m}$,与模拟件其他部位的平均厚度值 $63.5\mu\text{m}$ 相比要薄得多。由此可见,大修过程中必须严格按照涂漆工艺规程进行表面预处理和涂漆。

8.4 日历寿命体系评定

8.4.1 日历寿命体系评定结论

采用表面阳极化+1号航空底漆,再增涂13-2面漆的涂层体系后,机翼前梁腹板模拟件日历寿命体系评定试验结果表明,按照首翻期10年、第2次修理间隔9年对该结构部位实施大修,可保证该结构不会出现严重的腐蚀损伤,从而能够使机翼前梁满足日历寿命28年日历总寿命的要求。

8.4.2 腐蚀修理方案

(1) 大修方案

按首翻期10年,第2次修理间隔9年对机翼前梁实施大修。每次大修均要求对该结构进行表面脱漆、打磨,除去腐蚀源,涂1号航空底漆、13-2面漆。详见参考文献[8-16]。

(2) 外场局部腐蚀修理方案

歼8系列飞机服役期间要求结合定检工作对机翼前梁进行目视检查,若发现涂层出现

起泡、开裂、局部损伤或基体结构出现轻微腐蚀,进行外场局部修理。其修理工序为:

- ① 用煤油或酒精清除损伤或腐蚀部位的污垢。
- ② 用砂纸除去损伤或腐蚀部位的涂层或腐蚀产物。
- ③ 按照飞机结构涂漆工艺规程进行表面预处理。
- ④ 喷涂规定的底漆和面漆。

详见参考文献 [8-16]。

参 考 文 献

- [8-1] 刘文琰,李玉海等.飞机结构日历寿命体系评定技术.北京:航空工业出版社,2004
- [8-2] 吴德锋.歼8II型飞机机翼前梁腹板日历寿命评定试验任务书.第六〇一研究所技术报告, J8II-03-3160, 2002
- [8-3] 姜军.歼8系列飞机机体结构腐蚀普查总结.第六〇一研究所技术报告, J8-03-624, 2002
- [8-4] 陈群志,张蕾.歼8白天型飞机42框横梁加速试验环境谱与当量关系研究.原空军第一研究所, YX02-SY101-05, 2002
- [8-5] 刘文琰,蒋冬滨.飞机结构关键危险部位加速腐蚀试验环境谱研究.航空学报, 1998, 19 (4)
- [8-6] 陈群志.腐蚀环境下飞机结构日历寿命技术体系研究.北京航空航天大学博士学位论文, 1999, 11
- [8-7] 陈群志.腐蚀环境下飞机结构日历寿命研究现状与关键技术问题.中国安全科学学报, 2000 (4)
- [8-8] R. J. H. Wanhill and J. J. De Luccia. An AGARD - Coordinated Corrosion Fatigue Co-operative Testing Program. AGARD report, 1982, (2): 695
- [8-9] R. J. H. Wanhill, J. J. De Luccia and M. T. Russo. The Fatigue in Aircraft Corrosion Testing (FACT) Program, AGARD report, 1982, (2): 713
- [8-10] 刘斌等.防腐蚀涂层失效行为研究进展.腐蚀科学与防护技术, 2001 (5)
- [8-11] C. R. Hegedus. Organic Coatings First Line of Defense. Advanced Material&Process, 1989, 135 (5)
- [8-12] Iso Sekine. Degradation Evaluation of Corrosion Protective Coatings by Electrochemical, Physicochemical and Physical Measurements. Progress in Organic Coating, 2002, (45): 1~13
- [8-13] GB 6458—86 金属覆盖层中性盐雾试验
- [8-14] GB 6459—86 金属覆盖层乙酸盐雾试验
- [8-15] GB 6460—86 金属覆盖层铜加速乙酸盐雾试验
- [8-16] 姜军等.歼8系列飞机结构维护修理大纲.第六〇一研究所技术报告, 2004

第9章 歼8系列飞机机翼、平尾下表面与机身下蒙皮的日历寿命体系评定

9.1 引论

9.1.1 结构形式概述与关键部位的分类

9.1.1.1 结构形式

歼8型、歼8I型、歼8II型飞机机身下表面一般由外蒙皮、纵向型材、横向隔板(隔框)及各系统口盖组成,外蒙皮与纵向型材、隔框用LY10铝铆钉连接,构成加筋壁板结构。前、中机身下表面(1~50框)蒙皮由1.2mm厚的LY12铝合金板材制成,后机身51~58框下表面蒙皮为1.8mm厚的LY12铝合金板材,58~62框下表面蒙皮为LY12铝合金化铣壁板,与58框和62框连接的部位厚2.5mm,其余部分厚1.5mm,62~65框下表面蒙皮为1.2mm厚的LY12铝合金板材。口盖一般由外蒙皮、口框、型材等零件连接而成。机身下表面的结构形式是蒙皮螺接、铆接结构,连接件主要是铝铆钉。

机翼下壁板为承受较大的总体载荷,除主起落架支柱舱、襟翼舱及翼尖处的蒙皮为普通铝合金蒙皮外,其余部位都采用整体壁板,共有14块,所用材料为LC4和LY12铝合金。在前后整体油箱主受力部位采用带“T”形筋条的整体壁板结构形式,共6块,其结构参数分别为 $1.5\text{mm} \times 6\text{mm} \times 10\text{mm}$ 和 $2.5\text{mm} \times 6.5\text{mm} \times 10\text{mm}$ (蒙皮厚 $\times$ 筋宽 $\times$ 筋高),最大外形尺寸为 $1600\text{mm} \times 2400\text{mm}$ (宽 $\times$ 长)。所有整体壁板采用LY12预拉伸板材经数控加工制成,后续的歼8H型、歼8F型飞机改用了7075T7351材料。后整体油箱与外翼壁板用钢板进行对接,前整体油箱壁板与外翼壁板的对接带板为化铣的铝合金板。机翼下壁板与机翼纵梁、长桁及翼肋用钢螺栓及钢钉、铆钉连接。

水平尾翼主要由多墙结构的主受力盒、翼根前缘三角区和后缘蜂窝等组成。

主受力盒的下蒙皮为化铣加工制成的变截面整体壁板。壁板长约3.6m,宽约0.7m,壁板根部厚5mm,沿转轴向翼尖每米减薄1.2mm。壁板材料为LC9铝合金。主受力盒下蒙皮壁板与骨架的连接主要采用30CrMnSiA合金钢制成的单面高抗剪铆钉。

翼根前缘三角区下蒙皮为化铣加工制成的LY12铝合金壁板,蒙皮上开有为拆装水平螺栓用的维护口盖。

后缘蜂窝结构由耐腐蚀的无孔蜂窝芯、面板、隔板和肋骨等组成。芯子为边长4mm的正六边形蜂窝格子,由0.03mm厚的LF2Y铝箔采用J-71芯子胶加上J-70底胶胶接而成;面板为0.4mm厚的LY12铝合金板材;隔板和肋骨材料为LY12铝合金。在隔板和

肋骨的缘条处胶接有0.5mm厚的LY12铝合金加强垫板。后缘由上、下面板中间夹粘一块LY12铝合金垫条胶接而成。板—板、板—芯之间采用SY-14胶胶接；隔板和肋骨的腹板与蜂窝芯之间采用J-29泡沫胶填充。为防止进水，各密封处采用XM-18胶密封。为保证胶接质量，所有零件包括制蜂窝芯的铝箔均采用磷酸阳极化。后缘蜂窝用单面高抗剪铆钉连接在主受力盒的壁板后缘及第六纵墙上，用SY-146胶将隔板的腹板与第六纵墙的腹板胶接在一起。

平尾翼尖装有钢制配重，配重与平尾用钢钉和铝钉连接。

歼8型和歼8Ⅰ型飞机出厂时机身、机翼、平尾蒙皮的涂层均为1号航空底漆+13-2面漆，1998年前大修的涂层为X06-1+TB06-9底漆+13-2面漆，而1998年后大修的涂层改为X06-1+TB06-9底漆+TS96-71磁漆，后续大修的修理涂层采用TB06-9底漆+TS96-71含氟聚氨酯磁漆涂层体系。2000年2月前出厂的歼8Ⅱ型飞机涂层为1号航空底漆+13-2面漆，2000年2月起出厂的歼8ⅡA型飞机涂层为1号航空底漆+TS70-1聚氨酯无光磁漆，以后出厂的歼8H型、歼8F型飞机涂层则将改为TB06-9底漆+TS96-71含氟聚氨酯磁漆。

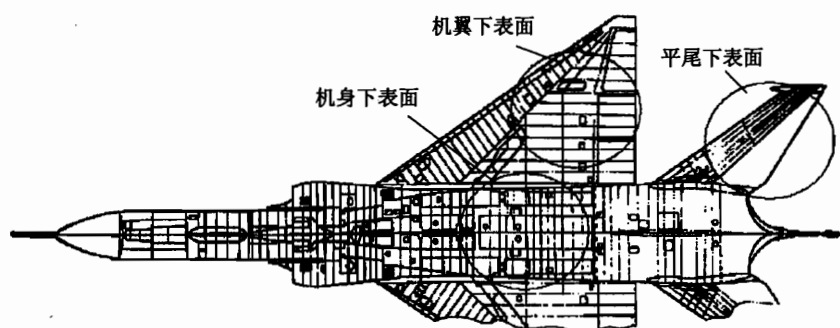


图9-1 机体下表面结构示意图

9.1.1.2 关键部位的分类

歼8系列飞机机体表面主要有以下两类明显的腐蚀损伤。

(1) 外表面漆层脱落

随着歼8系列飞机的生产和使用，表面防护体系日趋完善，外场使用的飞机受大气环境、服役时间、使用部件等各种因素的影响，漆层本身也会自然老化，发生脱落。脱落部位主要在机翼、平尾、垂尾、前机身上侧。从检查的情况看，影响漆层老化脱落的主要因素有服役时间、大气环境、使用部位、维护等。飞机外表面漆层的脱落必然加速飞机结构件和紧固件的腐蚀。

(2) 外表面紧固件腐蚀及蒙皮腐蚀

飞机外表面的紧固件按金属种类可分为钢紧固件和铝紧固件两种。铝紧固件（铆钉）很少发生腐蚀。钢紧固件（螺钉、铆钉、托板螺母）大部分由于螺钉头漆层脱落致使钉头镀锌层被腐蚀掉，加之拆卸口盖时会损伤螺钉头上的漆层和镀锌层，使钉头腐蚀而生红锈。螺钉与被紧固的铝蒙皮电极电位差较大，会引起铝蒙皮产生电偶腐蚀。钉头锈蚀和铝蒙皮腐蚀主要集中在机翼下表面和平尾下表面及配重处。

机翼下表面为铝板、钢钉双金属连接,是歼8系列飞机腐蚀较集中的区域,其特点是:蒙皮发生剥蚀或钉孔周围双金属引起电偶腐蚀,铝板作为阳极极易腐蚀,钢钉产生锈蚀且不能更换。机翼下表面为前、后油箱壁板,若腐蚀严重,会破坏油箱的密封而漏油,危及飞机的飞行安全。

平尾下表面的环境条件、结构连接方式及腐蚀损伤形式与机翼下表面相同,而且平尾翼尖处容易积水,腐蚀环境更加恶劣,这是由于密封较差,致使积水渗入钉孔周围,形成长期作用的腐蚀环境。

机身和机翼上、下壁铝蒙皮及钉孔的易腐蚀部位如图9-2所示。

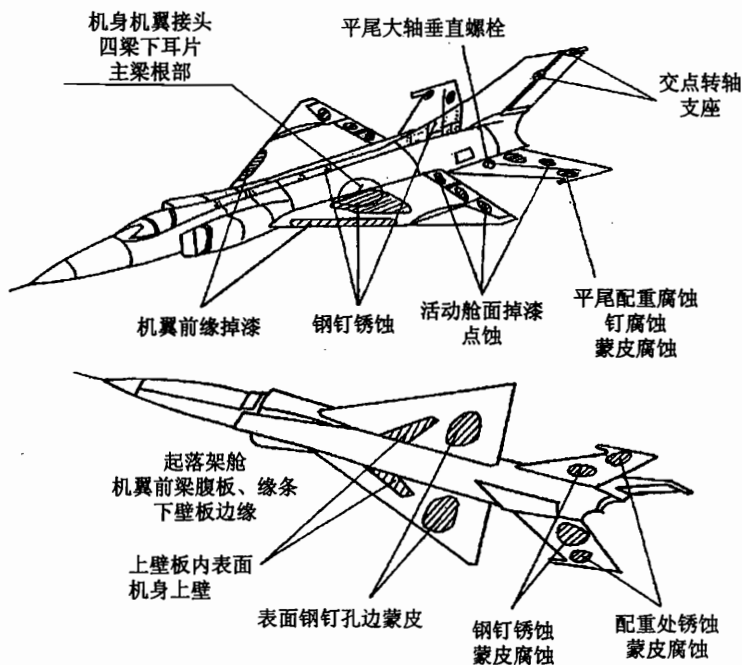


图9-2 机体表面腐蚀部位示意图

根据歼8系列飞机腐蚀调研情况,机翼、平尾下表面与机身上蒙皮的腐蚀关键部位有3种不同的连接件形式:

① 机翼油箱区下翼面的螺钉连接区域。修理时连接件不允许拆卸,因此,应防止涂层失效并必须保证腐蚀介质不至于对连接孔产生明显腐蚀。材料为LY12CZ和7075T7351铝合金。

② 平尾下翼面的钢制的单面高抗剪铆钉、抽钉连接区域及平尾配重处。材料为LC9BS铝合金。

③ 机身上蒙皮的铆钉连接区域。材料为LY12CZ铝合金。

涂层体系包括已采用的外场飞机现有的1号航空底漆+13-2面漆、1号航空底漆+TS70-1面漆涂层体系及将要采用的TB06-9底漆+TS96-71面漆这3种体系,同时应考虑大修用的TB06-9底漆+TS96-71含氟聚氨酯磁漆涂层体系。

9.1.2 腐蚀因素分析

机翼、平尾下表面与机身下蒙皮为外露部位,处于机场的总体气候环境中。由于飞机结构形式和部位的限制,飞机结构下表面难以见到阳光,且通风不畅。因此,较长时间处于潮湿空气条件下并保持湿润状态,空气杂质残留时间也较长,而且容易积聚腐蚀物质,从而外露部位腐蚀环境比其他部位严重。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容易凝结而积聚在下表面连接部位,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达到下表面结构;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。

外部环境长期作用下导致下表面的涂层破坏,失去对腐蚀的防护能力,是机身、机翼、平尾下表面连接件腐蚀的主要原因。

9.1.3 连接件部位腐蚀程度判别与涂层失效判据

涂层损伤的表现形式主要有:

- 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。

涂层失效原则上是指无法通过经济修理恢复涂层防护的完好状态。鉴于大部分腐蚀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至于对连接孔产生明显腐蚀。一旦连接件附近涂层产生明显的开裂、剥落现象,孔边有蚀点产生或有可见腐蚀产物出现,就认为涂层失效。而对无连接的腐蚀关键部位,则允许涂层开裂、剥落,并有基体轻微腐蚀,但深度不大,可以通过打磨后重新喷涂涂层使之复原,蚀点过深则认为涂层失效。

9.2 加速试验环境谱与当量加速关系

9.2.1 加速试验环境谱

9.2.1.1 加速试验环境谱的基本构成

参考文献[9-1]给出的涂层加速试验环境谱,其1个周期由温湿暴露试验、紫外线照射试验、热冲击试验、低温疲劳试验和盐雾试验5个环境块依次施加组成,当量外场使

用1年,综合考虑使用环境中主要腐蚀因素的影响,其作用顺序基本与使用情况相符,反映了飞机停放时,早晚多受高湿、盐雾作用,白天受紫外线辐射、热冲击及载荷作用的实际情况。以该谱作为编制歼8系列飞机外露关键部位涂层加速试验环境谱的基础。

9.2.1.2 加速试验环境谱的具体编制

根据我国歼8系列飞机的使用机场环境特点和外露部位实际情况,对构成加速试验谱的5个环境块逐一分析,确定外露部位加速试验环境谱实施的具体试验条件。

(1) 温湿试验

温湿试验条件主要取决于气候条件。我国沿海、湿热地区气候条件与美国相当,因此采用美国空军加速谱中对应的试验条件,即温度 $T = 43^{\circ}\text{C}$,相对湿度 $\text{RH} = 95\% \sim 100\%$,暴露时间7天。

(2) 紫外线照射试验

1个周期紫外线照射时间取决于紫外线试验箱中试件表面上的紫外线照射强度和腐蚀部位具体位置在使用地区日照情况下1年接受的紫外线辐射量。通常要估计出1年的紫外线辐射量,除以试验箱中试件紫外线照射强度,初步确定照射时间,然后通过几个周期试验后试件涂层失光变色情况与外场飞机该部位涂层情况的对比分析加以检验和调整。紫外线辐射造成的涂层老化还与光照时环境温度有一定关系,通常取为 $50 \sim 55^{\circ}\text{C}$ 。

① 我国亚热带地区年紫外线辐射量的估算

采用实测法确定紫外线辐射量。参考文献[9-2]给出了我国13个城市年平均太阳辐射量的实测值,见表9-1。其中广州、成都、武汉、南京、福州、拉萨6个城市处于亚热带。而广州地区邻近歼8系列飞机机场,能代表歼8系列飞机实际使用情况,且气象站测试设备比较齐全,测试结果比较真实可靠。在6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,在歼8系列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 $Q = 4687\text{MJ}/\text{m}^2$ 作为确定我国亚热带地区紫外线辐射量的基础。

表9-1 我国13个城市的年平均太阳辐射量

城市	沈阳	北京	兰州	西安	武汉	南京	成都
$Q(\text{MJ}/\text{m}^2)$	4665	4921	5151	4086	4114	3889	3507
城市	福州	广州	拉萨	昆明	海口	吐鲁番	
$Q(\text{MJ}/\text{m}^2)$	4215	4687	6998	5497	5332	5089	

由于我国气象站缺乏分光辐射强度测量仪器,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 $299\text{MJ}/\text{m}^2$,当年的太阳总辐射量为 $4580.3\text{MJ}/\text{m}^2$,由此可计算出紫外线辐射量占太阳总辐射量的比例为 $\eta = \frac{299}{4580.3} = 6.53\%$ 。将 η 乘以广州地区年平均太阳总辐射量,得到广州地区年平均紫外线辐射量 $Q_z = 306.06\text{MJ}/\text{m}^2$ 。

② 歼8系列飞机外露部位紫外线辐射量的初步估算

歼8系列飞机外露关键部位——机翼、平尾和机身下蒙皮难以接受太阳直接照射,而

紫外线基本上不能由机场地面反射,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机翼、平尾下表面和机身下部。因此,取早晚辐射量的 $\frac{1}{4} \sim \frac{1}{2}$ 被上述部位接受来估计腐蚀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。 $\frac{q_x}{q_D}$ 值与纬度关系很大,参考文献 [9-3] 引述了 AD74 报告中的国外统计资料,见表 9-2。广州地区纬度 23° ,故可近似取 $\frac{q_x}{q_D} = 3$ 。通常,每年的紫外线总辐射量可表示为

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

表 9-2 q_x/q_D 值

纬度	17.5	26.26	51.5
地点	依尼斯菲尔	德黑兰	伦敦
$\frac{q_x}{q_D}$	2	4	10

假设夏至日早 7 时前、下午 5 时后,冬至日早 8 时前、下午 4 时后,太阳光斜射至平尾、机翼和机身下蒙皮。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 9-3 所示。

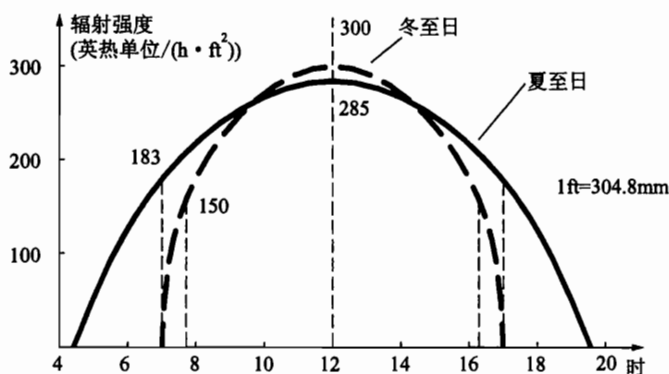


图 9-3 夏至与冬至日太阳辐射强度

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为

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

飞机在停放时盖有蒙布,阻挡了太阳光的照射,只有机械日(1天/周)、飞行前准备和维护时才打开蒙布。每年若飞行100h左右,根据外场调查统计结果,全年估计有100~200天打开蒙布受到太阳辐射。考虑到这个因素,加上前述腐蚀关键部位均接受早晚辐射量的 $\frac{1}{4} \sim \frac{1}{2}$,最终得到关键部位紫外线斜射量占全年紫外线总辐射量的比例为

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

而关键部位每年接受的紫外线辐射量

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

③ 加速试验环境谱中紫外线照射时间的确定

紫外线照射试验采用图9-4所示的辐射箱,箱内四周均匀、竖直地排列20根20W的紫外线灯管。试验中试件均匀地悬挂在箱内,并定期交换位置。经实测,悬挂试件处紫外线辐射强度为 $60 \pm 10 \text{ W}/\text{m}^2$ 。取紫外线照射的试验温度为 55°C 。

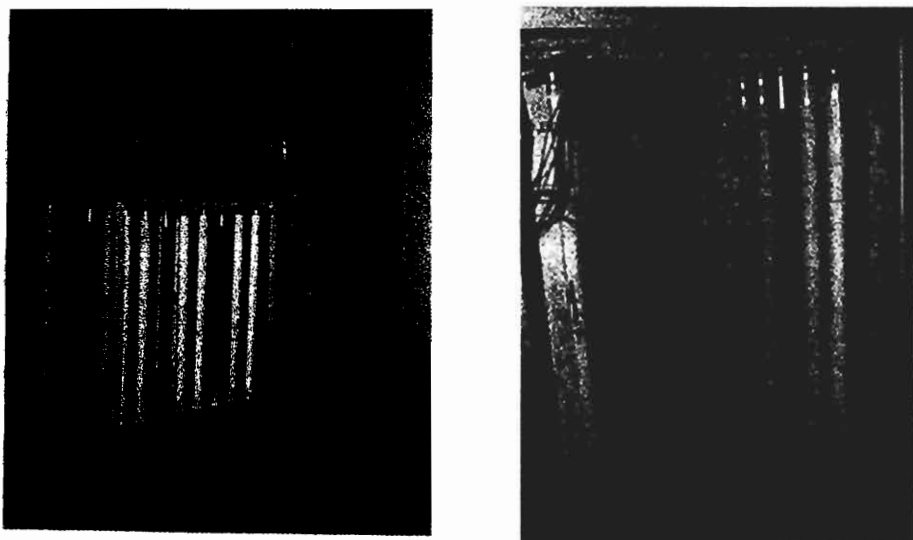


图9-4 紫外线辐射试验箱

首先用(2)所得 Q'_z 除以试件表面紫外线辐射强度(以 $60 \text{ W}/\text{m}^2$ 计),得到照射时间的范围为18~72h。为确定紫外线照射时间,采用歼8系列飞机机翼、平尾下表面及机身下蒙皮实际结构的模拟连接件试件,其形状、尺寸如图9-5所示。连接形式包括铝铆钉、钢铆钉和钢螺栓连接,其表面涂层与歼8系列飞机出厂涂层一致。将1组试件置于图9-4所示的试验箱内,初选2天作为1个周期的照射时间,试验2个周期(4天)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。将加速紫外线照射试验4天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4~5年的飞机情况相当。因此,在所用的紫外线辐射箱及灯管、试件安排条件下,每个周期对应的照射时间偏保守地定为1天,并反推出每年关键部位的紫外线辐射量为 $Q'_z = 5.18 \text{ MJ/m}^2$ 。当采用其他各种规格不同的紫外线辐射箱时,只要测出试件表面的紫外线照度 $K(\text{W/m}^2)$,即可求得每个周期所需的紫外线照射试验时间

$$t = \frac{Q'_z \times 10^6}{(K \times 3600)} \text{ h}$$

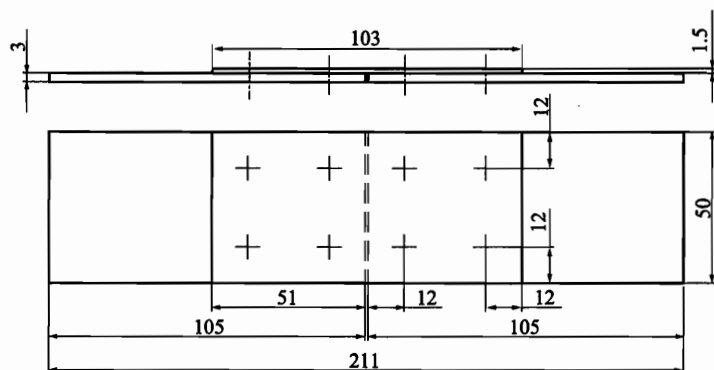


图 9-5 涂层模拟试件形状及尺寸

(3) 热冲击试验

温度取决于飞机最大马赫数对应的关键部位最高温度,该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。

(4) 低温疲劳

温度 $T = -53 \pm 10^\circ\text{C}$,疲劳试验载荷以上述机翼、平尾和机身下蒙皮的应力谱为依据,将使用 1 年对应的应力谱按等损伤的原则向最大应力水平进行当量折算,其中机翼下蒙皮应力水平为 $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min}) = (110, 20) \text{ MPa}$,平尾下蒙皮应力水平为 $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min}) = (17.0, 3.06) \text{ MPa}$,机身下蒙皮应力水平为 $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min}) = (93, 9.3) \text{ MPa}$,当量循环次数均为 500 次。

(5) 盐雾试验

针对我国沿海地区酸雨比例接近 40%,pH 值一般为 3.5~4.5 的情况,确定为 4 天中性盐雾加 3 天酸性盐雾共 7 天的作用。中性盐雾由 $5\% \pm 1\%$ NaCl 溶液产生;酸性盐雾则由加入稀 H_2SO_4 、使 $\text{pH} = 3.5 \sim 4.5$ 的 5% NaCl 溶液产生。环境温度 $T = 35 \pm 2^\circ\text{C}$ 。

(6) 外露部位加速试验环境谱 1 个周期的流程

外露部位加速试验环境谱 1 个周期的流程如图 9-6 所示。

9.2.2 当量加速关系验证

9.2.2.1 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

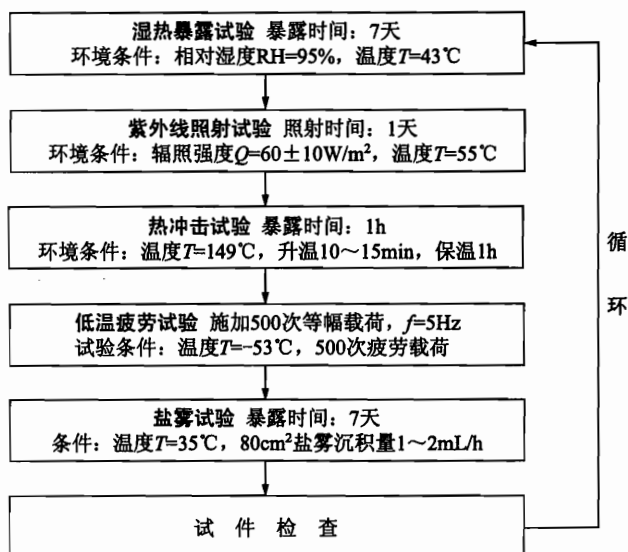


图 9-6 典型外露部位加速试验环境谱

个周期相当于地面停放 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歼 8 系列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。

9.2.2.2 模拟试件的加速腐蚀试验

采用图 9-5 所示的 3 种不同连接形式（铝铆钉、钢铆钉和钢螺栓）的模拟试件，在图 9-6 所示的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 9-7 所示，相应的腐蚀损伤检查结果见表 9-3。

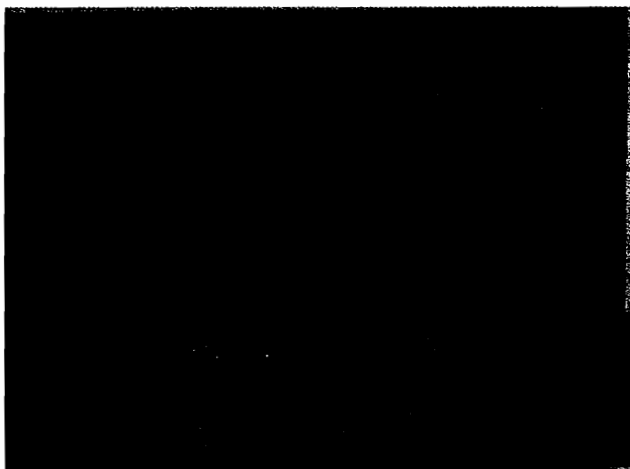


图 9-7 铝铆钉、钢铆钉、钢螺栓连接件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

表 9-3 铝铆钉、钢铆钉、钢螺栓连接件加速腐蚀 5 个周期后的涂层腐蚀损伤情况

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	有直径为 0.2~0.5mm 的气泡	有直径为 0.2~2.0mm 的气泡	有直径为 0.2~4.0mm 的气泡
	密度	铆钉头表面及边缘有 3~5 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)气泡
开裂	大小	铆钉头边缘 $\frac{5}{12}$ 圆周 (约 10mm) 开裂	正常视力下铆钉头边缘 $\frac{1}{2}$ 圆周 (约 12mm) 涂层开裂	螺栓头周围有长 1.0~24.0mm 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 5~7 条可见裂纹
剥落	最大尺寸		铆钉头周围有直径为 4~5mm 的剥落	螺栓头周围有直径为 0.2~2.0mm 的剥落
	面积(%)		30.0%	5%
基体腐蚀	蚀点大小	铆钉头周围有 0.2~0.5mm 的可见蚀点	铆钉头周围有直径为 0.2~0.8mm 的蚀点; 剥落处基体全部腐蚀	螺栓头表面及周围有直径为 0.3~2.0mm 的蚀点, 凹槽内基本上全部腐蚀
	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

9.2.2.3 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方和北方 3 个机场使用年限为 1~6 年的歼 8 系列飞机腐蚀关键部位腐蚀情况详细检查和观测的基础上, 归纳整理得到表 9-4 所示的涂层损伤与使用年限的大致关系。

表 9-4 外场飞机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; 钢紧固件头部漆层起泡、起皱、掉漆、露钉头
5~6	失光、变色; 铝紧固件无变化; 钢紧固件头部漆层起泡、起皮、掉漆、头部镀锌层破坏生锈

9.2.2.4 当量加速关系验证结论

对使用年限在 1~6 年的歼 8 系列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 个周期相当于外场地面停放 1 年, 从而验证了当量加速关系。

9.3 含涂层模拟试件加速腐蚀试验与分析

9.3.1 机翼下蒙皮的试验情况与分析

9.3.1.1 模拟试件类型

根据现役歼 8 系列飞机涂层体系和即将使用的涂层体系, 结合机翼下蒙皮连接形式和修理方法, 设计模拟试件形式如下。

(1) 出厂涂层模拟试件

采用现役飞机出厂时的涂层体系以及新生产和后续机种出厂时的防腐体系,模拟机翼下蒙皮连接部位特点,考核出厂至首翻期间的防腐性能,称为出厂涂层模拟试件(简称出厂试件)。其蒙皮材料为 LY12CZ 和 7075T7351,共 3 种防护体系。具体见表 9-5。

表 9-5 机翼下蒙皮出厂试件

部位	编 号	连接板材料	涂 层	连接形式	试件数	总数
机翼	J8FS-JY-2044-101	7075T7351	1号航空底漆+13-2面漆	螺栓	4	4+
	J8FS-JY-2044-103				2*	2*
	J8FS-JY-2044-102-13	LY12CZ			12	12+
	J8FS-JY-2044-104-13				2*	2*
	J8FS-JY-2044-101-70	7075T7351	1号航空底漆+TS70-1面漆		12	24
	J8FS-JY-2044-102-70	Y12CZ			12	
	J8FS-JY-2044-101-96	7075T7351			TB06-9底漆+TS96-71面漆	6

注：*表示大试件，试件宽度为小试件的2倍，具体尺寸如图9-8所示，其他试件尺寸同图9-5。

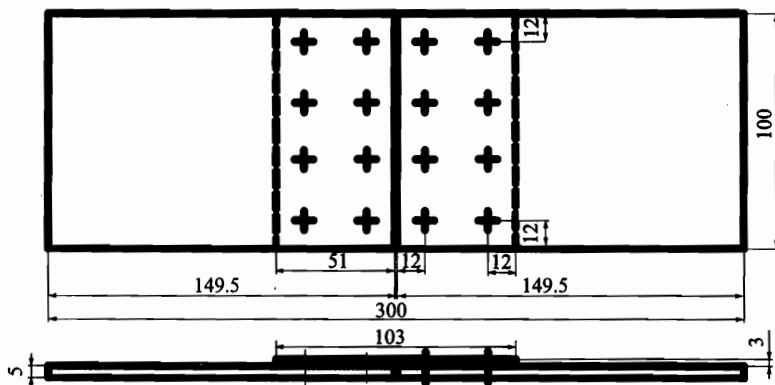


图 9-8 机翼下蒙皮大试件 (J8FS-JY-2044-103、104-13) 尺寸

(2) 修理涂层模拟试件

(1) 中出厂试件加速腐蚀 10 个周期相当于 10 年首翻期后, 按大修厂修理方案进行修理。修理采用两种涂层体系, 考核修理后的防腐性能, 称为修理涂层模拟试件 (简称修理试件)。试件类型见表 9-6。

表 9-6 机翼下蒙皮修理试件

部位	原试件编号	修理试件编号	修理涂层	试件数	安排
机翼	J8FS-JY-2044-101	J8FS-JY-2044-101-13* (13-2)	X06-1 + TB06-9 底漆 + 13-2 面漆	1	9 个 周期
		J8FS-JY-2044-101-96* (13-2)	X06-1 + TB06-9 底漆 + TS96-71 磁漆	1	
	J8FS-JY-2044-103	J8FS-JY-2044-103-13* (13-2)	X06-1 + TB06-9 底漆 + 13-2 面漆	1	
		J8FS-JY-2044-103-96* (13-2)	X06-1 + TB06-9 底漆 + TS96-71 磁漆	1	
	J8FS-JY-2044-102-13	J8FS-JY-2044-102-13* (13-2)	X06-1 + TB06-9 底漆 + 13-2 面漆	3	
		J8FS-JY-2044-102-96* (13-2)	X06-1 + TB06-9 底漆 + TS96-71 磁漆	3	
	J8FS-JY-2044-104-13	J8FS-JY-2044-104-13* (13-2)	X06-1 + TB06-9 底漆 + 13-2 面漆	1	
		J8FS-JY-2044-104-96* (13-2)	X06-1 + TB06-9 底漆 + TS96-71 磁漆	1	
	J8FS-JY-2044-101-70	J8FS-JY-2044-101-96* (-70)	X06-1 + TB06-9 底漆 + TS96-71 磁漆	5	
	J8FS-JY-2044-102-70	J8FS-JY-2044-102-96* (-70)		5	

注：试件编号中的*表示修理试件。

9.3.1.2 试验安排

根据歼8系列飞机日历寿命要求和当量加速关系，机翼下蒙皮模拟试件试验安排如下。

① 第1阶段试验

- 采用表 9-5 所示的出厂试件，完成加速试验谱下 10 个周期的加速腐蚀试验。
- 5 个周期和 10 个周期试验结束后，认真观测试件腐蚀情况，列表记录各种试件的腐蚀结果，拍照，适当留样。
- 将留样后的试件按大修厂修理方法进行腐蚀修理。

② 第2阶段试验

- 采用修理后的试件，即表 9-6 所示的修理试件，完成加速试验环境谱 9 个周期的加速腐蚀试验。
- 5 个周期和 9 个周期试验结束后，认真观测试件腐蚀情况，列表记录各种试件的腐蚀结果，拍照，适当留样。

③ 对完成第 2 阶段试验的各种修理试件腐蚀情况与对应的出厂试件 10 个周期的腐蚀情况进行认真的对比分析。若第 2 阶段试验后试件腐蚀情况不比出厂试件 10 个周期后的试件腐蚀情况明显严重，可以认为再次修理后进行 9 个周期的试验不致发生影响安全和功能的严重腐蚀，则试验结束。若腐蚀情况明显严重，则需安排第 2 次按大修厂修理方法修理，继续第 3 个阶段 9 个周期的加速试验。为验证该结论，缩短试验时间，补充以下验证性试验：取表 9-5 中加速腐蚀 1 个周期后腐蚀情况最为严重的 J8FS-JY-2044-101 试件，采用 TS96-71 涂层体系修理得到 J8FS-JY-2044-101* 试件，腐蚀 10 个周期后，采用 TS96-71 系列涂层进行第 2 次修理得到 J8FS-JY-2044-101** 试件，进行 9 个周期的试验。

9.3.1.3 加速腐蚀试验

(1) 试验设备和条件

① 温湿试验

温湿试验在北京航空航天大学 H1200C 温湿试验箱中进行，试验箱工作室容积 1200L；

温度范围在 $-75 \sim +180^{\circ}\text{C}$ ，误差 $\pm 0.5^{\circ}\text{C}$ ，升温速率 $5^{\circ}\text{C}/\text{min}$ ，降温速率 $3^{\circ}\text{C}/\text{min}$ ；相对湿度范围在 $10\% \sim 100\%$ ，误差 1% 。试验箱如图 8-8 所示。

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。

② 紫外线照射试验

紫外线照射试验在北京航空航天大学自制的紫外线辐射试验箱中进行，如图 9-4 所示。紫外线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

热冲击试验在北京航空航天大学 H1200C 温湿试验箱中进行，试验情况如图 9-9 所示。试验条件：温度 $T = 149^{\circ}\text{C}$ ，升温 $10 \sim 15 \text{ min}$ ，保温 1 h 。



图 9-9 在 H1200C 温湿试验箱中进行热冲击试验

④ 低温疲劳试验

低温疲劳试验在北京航空航天大学自制的低温环境箱与 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。试验机经原国防科学技术工业委员会控制中心定期标定，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 6 Hz 。试验装置如图 9-10 所示。

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

盐雾试验在北京航空航天大学 DCTC1200P 盐雾

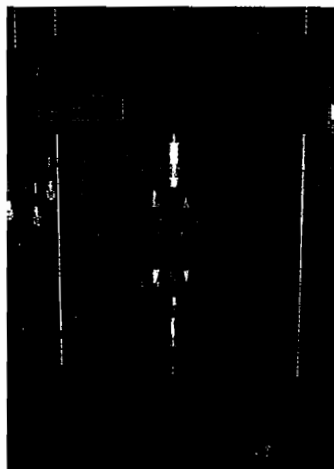


图 9-10 低温疲劳试验装置

腐蚀试验箱中进行,如图9-11所示。该盐雾箱主要技术指标为:工作室容积1200L;温度范围为室温至+55℃,误差 $\pm 0.5^{\circ}\text{C}$;相对湿度范围50%~100%,误差1%;盐雾沉降量在 $(0.5\sim 2)\text{mL}/(80\text{cm}^2\cdot\text{h})$ 范围内可调。

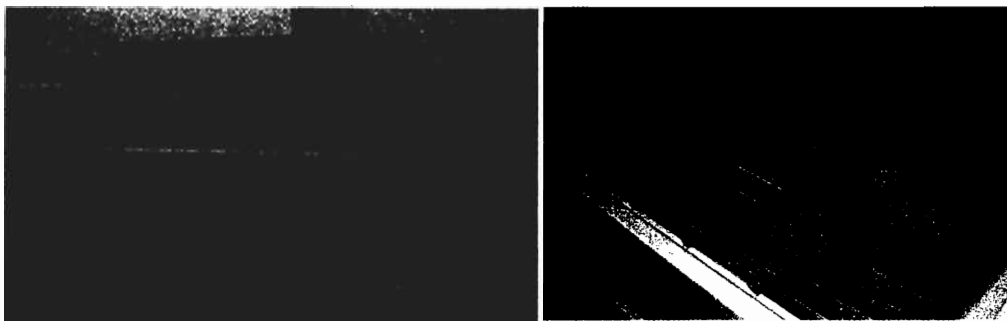


图9-11 盐雾试验

(2) 试验过程

① 试验前用丙酮或无水乙醇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、紫外线、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,试验过程如图9-6和图9-9~图9-11所示。

③ 试验结束后将试件放置在干燥、常温和无腐蚀环境中。

(3) 涂层腐蚀情况的观测

参照参考文献[9-4],根据中华人民共和国国家标准GB 9279—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6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:

- 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的损伤。

(4) 试验结果

① 出厂试件试验结果

由于大试件与小试件的腐蚀情况无明显差别,仅给出小试件的详细腐蚀情况。

a. 13-2 面漆

J8FS-JY-2044-101、J8FS-JY-2044-102-13 出厂试件加速腐蚀5个周期和10个周期的试验结果见表9-7、表9-8和图9-12、图9-13。

表 9-7 13-2 面漆出厂试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

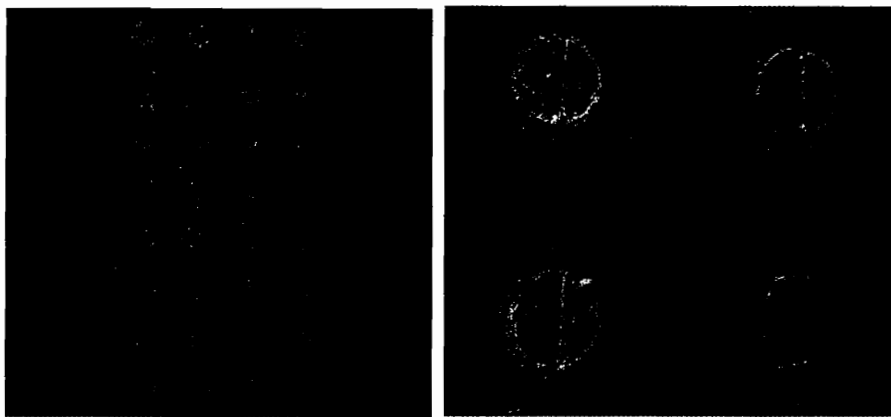
评定指标		涂层状态 (13-2 面漆)	
		J8FS-JY-2044-101	J8FS-JY-2044-102-13
起泡	大小	有直径为 0.2~3.0mm 的气泡	有直径为 0.2~3.0mm 的气泡
	密度	钉头表面及边缘有一定量 (≥ 10 个) 气泡	铆钉头表面和边缘有一定量 (>10 个) 气泡
开裂	大小	孔边涂层基本上全部开裂	孔边涂层有 0~1.0 圆周的开裂, 较分散
	数量		
剥落	最大尺寸	个别钉头有面积为 25mm ² 的剥落	个别钉头有面积为 6.0mm ² 的剥落
	面积 (%)	0%~50%	
基体腐蚀	蚀点大小	有直径小于 0.5mm 的可见蚀点	
	腐蚀产物	较多黄白色、棕黄色物质	开裂处有一定量黄白色、棕黄色物质; 凹槽内可见棕黄色蚀点
失光	失光率 (%)	褪色现象明显, 失光率约为 50%	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	用力擦, 手指上沾一定量颜料粒子
总 结		腐蚀情况比较明显。两种试件无明显差别, 主要表现为起泡、开裂、剥落、基体腐蚀	

表 9-8 13-2 面漆出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的腐蚀情况

评定指标		涂层状态 (13-2 面漆)	
		J8FS-JY-2044-101	J8FS-JY-2044-102-13
起泡	大小	有直径为 0.2~3.5mm 的气泡	孔边有直径为 0.2~6.5mm 的气泡 钉头表面有直径为 0.2~2.0mm 的气泡
	密度	钉头表面及边缘有一定量 (≥ 10 个) 气泡	铆钉头表面和边缘有一定量 (>20 个) 气泡
开裂	大小	孔边涂层基本全部开裂, 部分气泡开裂	孔边涂层有 0~1 圆周的开裂, 较分散; 大部分气泡破裂
	数量		
剥落	最大尺寸	个别钉头有面积为 40mm ² 的剥落	有直径为 0.2~3.5mm 的剥落
	面积 (%)	0%~80%	
基体腐蚀	蚀点大小	可见; 直径小于 0.5mm; 剥落处基体全蚀	有直径为 0.2~4mm 的蚀点
	腐蚀产物	孔边较多黄白色、棕黄色物质; 剥落处有棕黄色和灰黑色腐蚀产物	开裂处有较多黄白色、棕黄色物质; 凹槽内可见棕黄色蚀点
失光	失光率 (%)	褪色现象明显, 失光率约为 80%	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	用力擦, 手指上沾一定量颜料粒子
总 结		腐蚀比较严重。两种情况无明显差别, 主要表现为起泡、开裂、剥落、基体腐蚀	



(a) J8FS-JY-2044-101 出厂试件初始情况

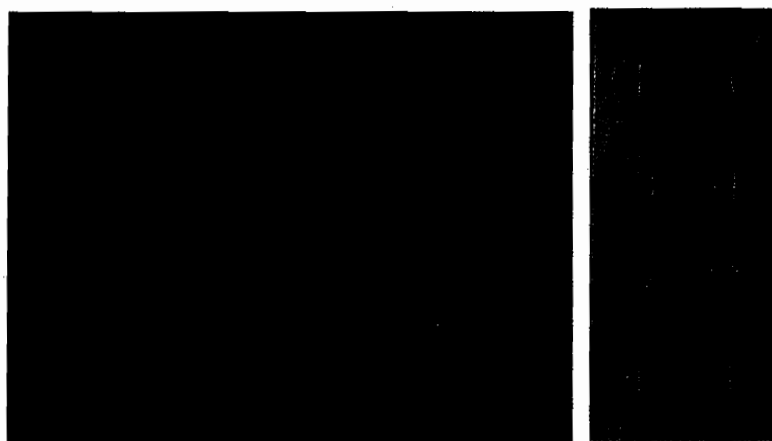


(b) J8FS-JY-2044-101 出厂试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况



(c) J8FS-JY-2044-101 出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的腐蚀情况

图 9-12 J8FS-JY-101 出厂试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况



(a) J8FS-JY-102-13 出厂试件初始状态



(b) J8FS-JY-102-13 出厂试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况



(c) J8FS-JY-102-13 出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的腐蚀情况

图 9-13 J8FS-JY-102-13 出厂试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况

b. TS70-1 面漆

J8FS-JY-2044-101-70、J8FS-JY-2044-102-70 出厂试件腐蚀情况见表 9-9、表 9-10 和图 9-14、图 9-15。

表 9-9 TS70-1 面漆出厂试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

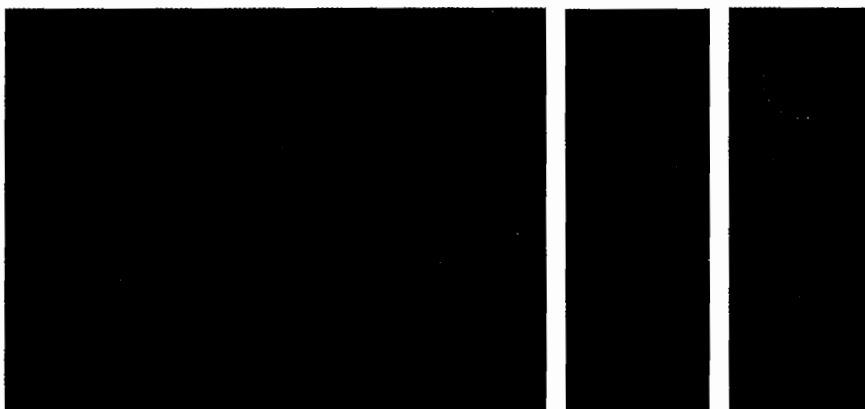
评定指标		涂层状态 (TS70-1 面漆)	
		J8FS-JY-2044-101-70	J8FS-JY-2044-102-70
起泡	大小	有直径为 0.2~1.8mm 的气泡	有直径为 0.2~2.0mm 的气泡
	密度	钉头表面及边缘有较多 (≥ 20 个) 的气泡	钉头表面及边缘有较多 (> 15 个) 的气泡
开裂	大小	个别孔边有 0~1.0 圆周的开裂	个别孔边有 0~1.0 圆周的开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	个别钉表面有 0.8mm×2.0mm 的剥落	
	面积(%)		
基体腐蚀	蚀点大小		个别孔有可见蚀点
	腐蚀产物	开裂处可见微量白色物质	孔边开裂处有少量黄白色物质, 可见棕黄色蚀点
失光	失光率(%)	褪色现象明显, 失光率约为 50%	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	用力擦, 手指上沾一定量颜料粒子
总 结		腐蚀情况不明显, 主要表现为起泡, 较分散, 个别有剥落现象	腐蚀情况不明显; 主要表现为起泡现象, 开裂、基体腐蚀情况不明显

表 9-10 TS70-1 面漆出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的腐蚀情况

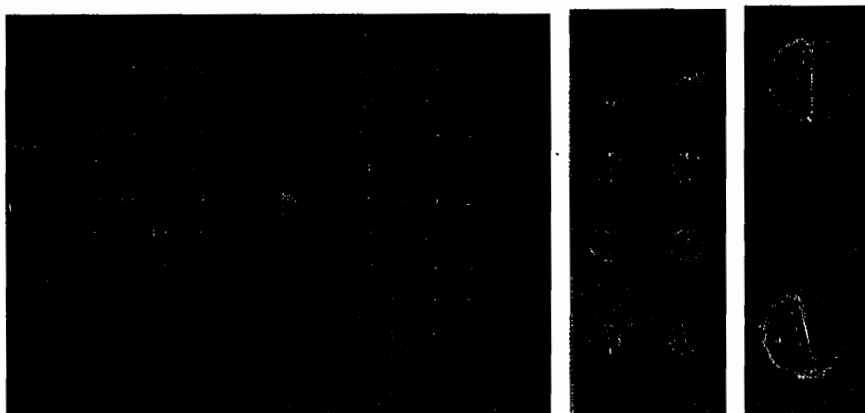
评定指标		涂层状态 (TS70-1 面漆)	
		J8FS-JY-2044-101-70	J8FS-JY-2044-102-70
起泡	大小	钉头表面有直径为 0.2~4.0mm 的气泡; 个别孔边有直径为 0.2~1.5mm 的气泡	钉头表面有直径为 0.2~7.0mm 的气泡; 个别孔边有直径为 0.2~3.0mm 的气泡
	密度	钉头表面布满气泡	钉头表面布满气泡
开裂	大小	个别孔边有 0~1.0 圆周的开裂; 部分气泡有开裂现象	个别孔边有 0~1.0 圆周的开裂; 个别气泡有 0~2.0mm 的开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	部分钉表面有直径为 1.0~3.0mm 的剥落; 个别钉 $\frac{1}{2}$ 表面剥落	部分钉表面有直径为 1.0~5.0mm 的剥落; 个别钉 $\frac{1}{2}$ 表面剥落
	面积(%)	0%~50%	0%~50%
基体腐蚀	蚀点大小	剥落处基体腐蚀; 凹槽内有可见棕色蚀点	剥落处基体腐蚀; 凹槽内有可见棕色蚀点
	腐蚀产物	开裂处有一定量黄白色/棕黄色腐蚀产物; 剥落处可见灰黑色/棕黄色物质; 凹槽内有少量棕黄色蚀点	开裂处有一定量黄白色/棕黄色腐蚀产物; 剥落处可见灰黑色/棕黄色物质; 凹槽内有少量棕黄色蚀点
失光	失光率(%)	褪色现象明显, 失光率约为 80%	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	用力擦, 手指上沾一定量颜料粒子
总 结		腐蚀现象比较明显, 主要表现为钉头起泡, 孔边开裂、剥落、基体腐蚀	腐蚀比较明显; 主要表现为起泡、开裂、剥落、基体腐蚀



(a) J8FS-JY-101-70 出厂试件初始状态

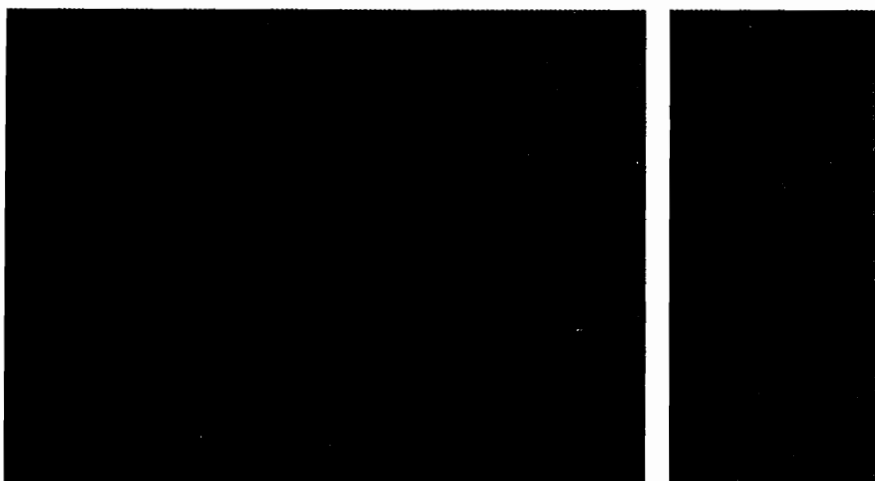


(b) J8FS-JY-101-70 出厂试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

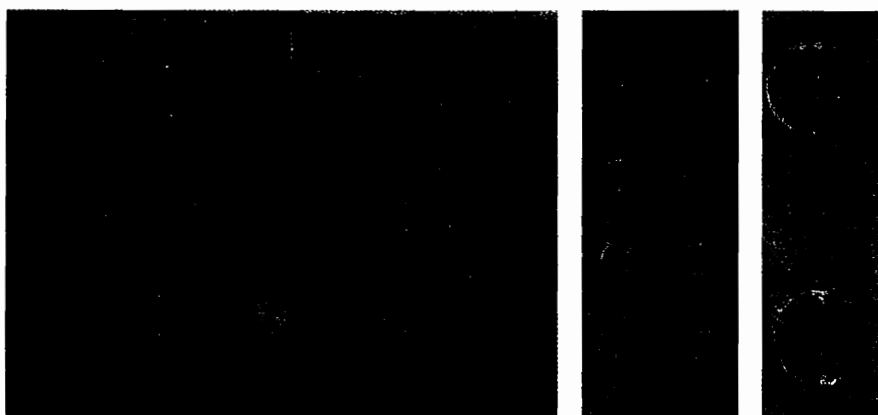


(c) J8FS-JY-101-70 出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的腐蚀情况

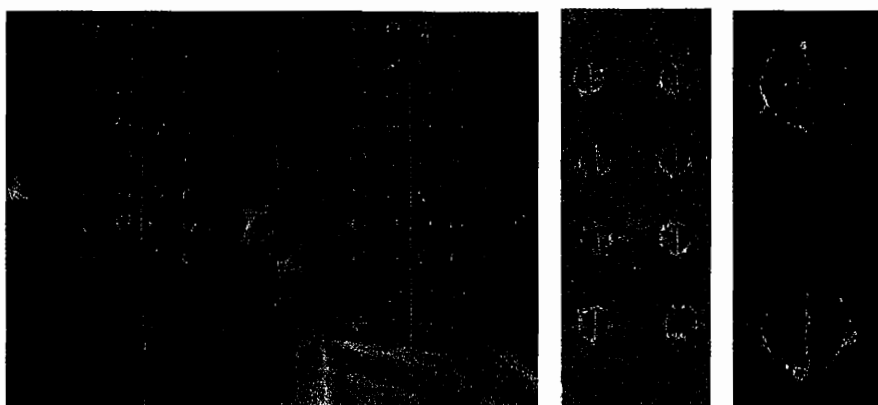
图 9-14 J8FS-JY-101-70 出厂试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况



(a) J8FS-JY-102-70 出厂试件初始状态



(b) J8FS-JY-102-70 出厂试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况



(c) J8FS-JY-102-70 出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的腐蚀情况

图 9-15 J8FS-JY-102-70 出厂试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况

c. TS96-71 面漆

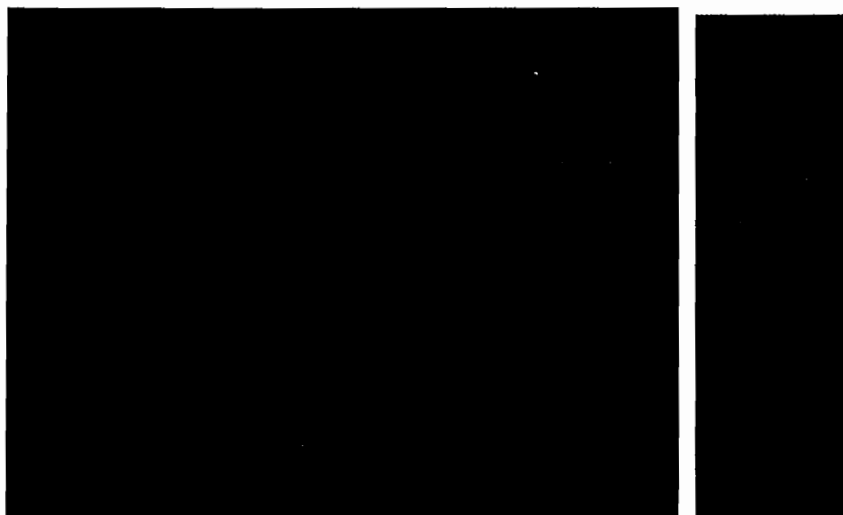
J8FS-JY-2044-101-96 出厂试件腐蚀情况见表 9-11、表 9-12 和图 9-16。

表 9-11 TS96-71 面漆出厂试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

评定指标		涂层状态 (TS96-71 面漆)
		J8FS-JY-2044-101-96
起泡	大小	有直径为 0.2~3.0mm 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 $0\sim\frac{1}{3}$ 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 9-12 TS96-71 面漆出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的腐蚀情况

评定指标		涂层状态 (TS96-71 面漆)
		J8FS-JY-2044-101-96
起泡	大小	有直径为 0.2~4.5mm 的气泡
	密度	钉头表面及边缘有较多 (≥ 20 个) 气泡
开裂	大小	基本上全有 $0\sim 1.0$ 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部腐蚀, 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



(a) J8FS-JY-101-96 出厂试件初始状态



(b) J8FS-JY-101-96 出厂试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况



(c) J8FS-JY-101-96 出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的腐蚀情况

图 9-16 J8FS-JY-101-96 出厂试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况

② 修理试件试验结果

由于大试件与小试件的腐蚀情况无明显差别, 仅给出小试件的详细腐蚀情况。

a. 13-2 面漆

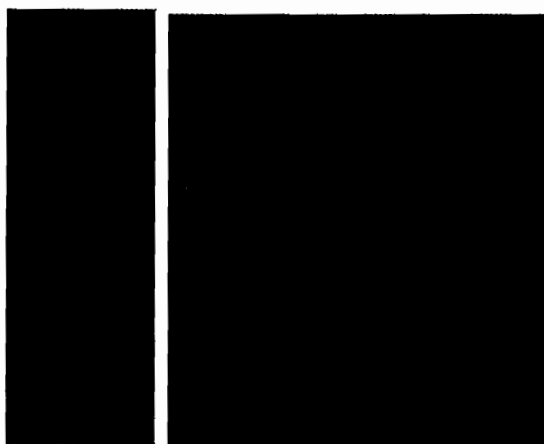
J8FS-JY-2044-101-13* 试件、J8FS-JY-2044-102-13* (13-2) 试件加速腐蚀 5 个周期和 9 个周期的腐蚀情况见表 9-13、表 9-14 和图 9-17、图 9-18。

表 9-13 13-2 面漆修理试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

评定指标		涂层状态 (13-2 面漆)	
		J8FS-JY-2044-101-13* (13-2)	J8FS-JY-2044-102-13* (13-2)
起泡	大小	直径为 0.2~5.0mm 的气泡	有直径为 0.2~5.0mm 的气泡
	密度	钉头表面及边缘有较多 (≥ 20 个) 气泡	表面较多 (> 20 个) 气泡, 孔边一定量 (15 个) 气泡
开裂	大小	孔边均有 0~1.0 圆周的开裂	孔边均有 0~1.0 圆周的开裂; 个别有气泡开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	直径为 0.2~2.2mm 的剥落;	
	面积 (%)		
基体腐蚀	蚀点大小	表面剥落点蚀	剥落点蚀
	腐蚀产物	开裂处、剥落处可见棕黄色蚀点	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, 主要表现为起泡现象, 开裂现象, 孔边基体有轻微腐蚀	腐蚀现象比较明显, 主要表现为起泡、开裂、剥落和基体腐蚀现象

表 9-14 13-2 面漆修理试件加速腐蚀 9 个周期后的腐蚀情况

评定指标		涂层状态 (13-2 面漆)	
		J8FS-JY-2044-101-13* (13-2)	J8FS-JY-2044-102-13* (13-2)
起泡	大小	有直径为 2.0~3.5mm 的气泡	有直径为 0.2~4.0mm 的气泡
	密度	钉头表面及边缘有较多 (≥ 20 个) 气泡	较多 (> 20 个) 气泡
开裂	大小	孔边均有 $\frac{1}{2}$ ~1.0 圆周的开裂	孔边均有 0~1.0 圆周的开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	有直径为 0.2~2.2mm 的剥落	有直径约为 6.0mm、面积约为 5mm × 10mm 的剥落
	面积 (%)		
基体腐蚀	蚀点大小	表面剥落点蚀; 孔边剥落点蚀	剥落点蚀; 孔边剥落点可见蚀坑
	腐蚀产物	开裂处、剥落处可见棕黄色蚀点; 孔边可见蚀坑	剥落点可见少量棕黄色物质; 孔边开裂处可见一定量灰白色/白色物质
失光	失光率 (%)	失光现象明显, 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		腐蚀现象比较明显, 主要表现为起泡、开裂、剥落和基体腐蚀现象	腐蚀现象比较严重, 主要表现为开裂、剥落和基体腐蚀现象



(a) J8FS-JY-2044-101-13* (13-2) 修理试件初始状态



(b) J8FS-JY-2044-101-13* (13-2) 修理试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

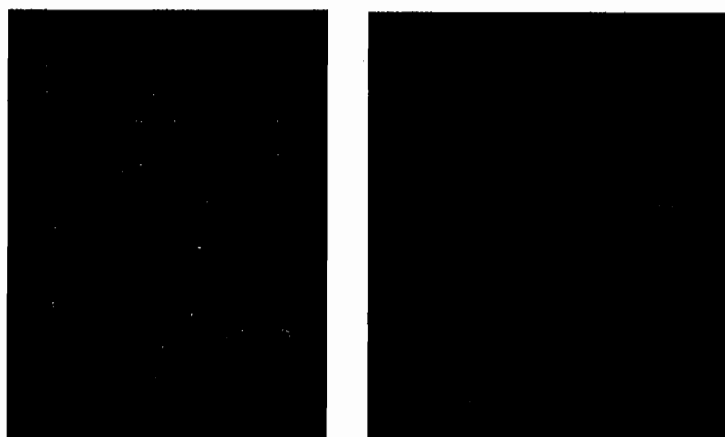


(c) J8FS-JY-2044-101-13* (13-2) 修理试件加速腐蚀 9 个周期后的腐蚀情况

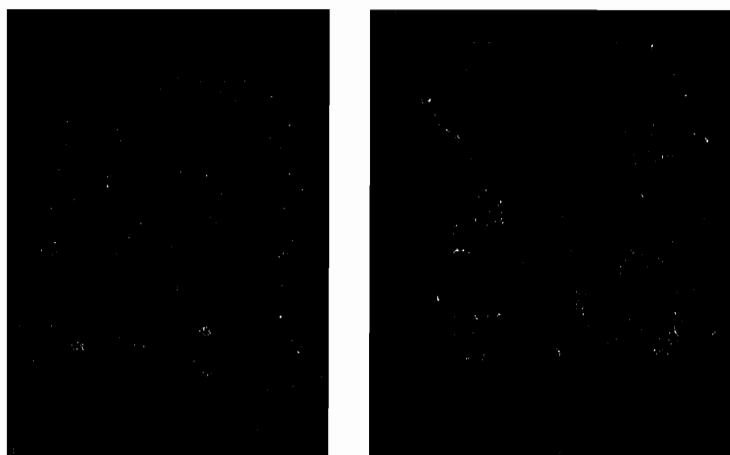
图 9-17 J8FS-JY-2044-101-13* (13-2) 修理试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况



(a) J8FS-JY-2044-102-13 * (13-2)修理试件初始状态



(b) J8FS-JY-2044-102-13 * (13-2)修理试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况



(c) J8FS-JY-2044-102-13 * (13-2)修理试件加速腐蚀 9 个周期后的腐蚀情况

图 9-18 J8FS-JY-2044-102-13 * (13-2)修理试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况

b. TS96-71 面漆

J8FS-JY-2044-101-96* (13-2)、J8FS-JY-2044-102-96* (13-2)、J8FS-JY-2044-101-96* (-70)、J8FS-JY-2044-102-96* (-70)修理试件腐蚀情况见表 9-15 和图 9-16~图 9-22。

表 9-15 TS96-71 面漆修理试件(出厂为 13-2 面漆)加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

评定指标		涂层状态 (TS96-71 面漆)	
		J8FS-JY-2044-101-96* (13-2)	J8FS-JY-2044-102-96* (13-2)
起泡	大 小	有直径为 0.2~6.8mm 的气泡	有直径为 0.2~5.0mm 的气泡
	密 度	表面较多 (>20 个) 气泡, 孔边有一定量 (15 个) 气泡	表面较多 (>15 个) 气泡, 孔边有一定量 (10 个) 气泡
开裂	大 小	孔边均有 0~1.0 圆周的开裂	个别有 0~1.0 圆周的开裂; 个别有气泡开裂
	数 量		
剥落	最大尺寸	孔边有直径为 0.2~2.0mm 的剥落	有直径为 0.2~1.0mm 的剥落
	面积 (%)		
基体腐蚀	蚀点大小	剥落点蚀	剥落点蚀
	腐蚀产物	表面有少量棕黄色腐蚀物质; 孔边一定量白色/灰白色物质; 剥落点有可见蚀坑	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, 轻微的基体腐蚀	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 9-16 TS96-71 面漆修理试件(出厂为 13-2 面漆)加速腐蚀 9 个周期后的腐蚀情况

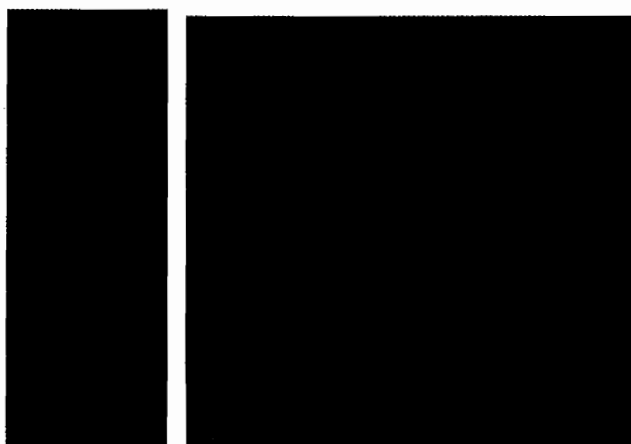
评定指标		涂层状态 (TS96-71 面漆)	
		J8FS-JY-2044-101-96* (13-2)	J8FS-JY-2044-102-96* (13-2)
起泡	大 小	有直径为 0.2~5.0mm 的气泡	有直径为 0.2~10.0mm 的气泡
	密 度	很多 (>30 个) 气泡	表面较多 (>15 个) 气泡, 孔边较多 (>15 个) 气泡
开裂	大 小	孔边均有 $\frac{1}{2}$ ~1.0 圆周的开裂, 个别气泡有开裂现象	有 0~1.0 圆周的开裂; 个别有气泡开裂
	数 量		
剥落	最大尺寸	有直径为 2.0~6.0mm 的剥落	孔边有直径为 0.2~6.0mm 的剥落
	面积 (%)		
基体腐蚀	蚀点大小	表面剥落点蚀; 孔边开裂处腐蚀, 剥落点蚀	剥落点蚀, 孔边可见蚀坑
	腐蚀产物	表面有少量棕黄色腐蚀物质; 孔边一定量白色/灰白色物质; 剥落点有可见蚀坑	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 80%	
粉化	粉化程度	用力擦, 手指上沾一定量颜料粒子	
总 结		主要表现为起泡、开裂、剥落和基体腐蚀现象	腐蚀现象比较严重, 主要表现为起泡、剥落和基体腐蚀现象

表 9-17 TS96-71 面漆修理试件(出厂为 TS70-1 面漆)加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

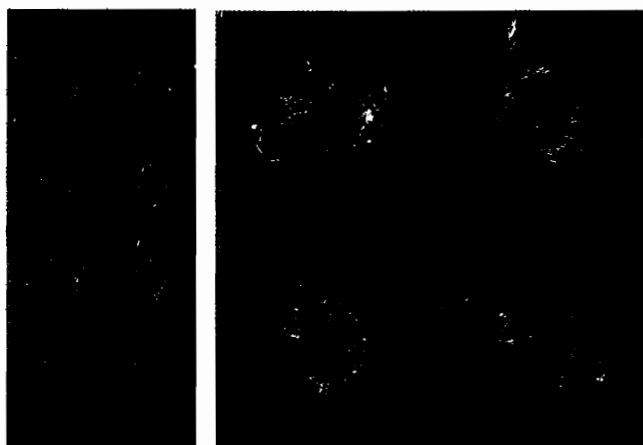
评定指标		涂层状态 (TS96-71 面漆)	
		J8FS-JY-2044-101-96* (-70)	J8FS-JY-2044-102-96* (-70)
起泡	大小	有直径为 0.2~5.0mm 的气泡	有直径为 0.2~7.5mm 的气泡
	密度	表面较多 (>15 个) 气泡, 孔边一定量 (10 个) 气泡	表面较多 (>15 个) 气泡, 孔边一定量 (10 个) 气泡
开裂	大小	孔边有 0~1.0 圆周的开裂	孔边有 $0\sim\frac{1}{2}$ 圆周的开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	孔边有直径为 0.2~2.0mm 的剥落, 个别半个钉头全部剥落	个别钉头有面积约为 5mm×2.5mm、个别孔边有面积约为 16mm×6mm 的剥落
	面积 (%)	40%	
基体腐蚀	蚀点大小	剥落点蚀	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	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	腐蚀现象比较明显, 主要表现为起泡、开裂和剥落现象

表 9-18 TS96-71 面漆修理试件(出厂为 TS70-1 面漆)加速腐蚀 9 个周期后的腐蚀情况

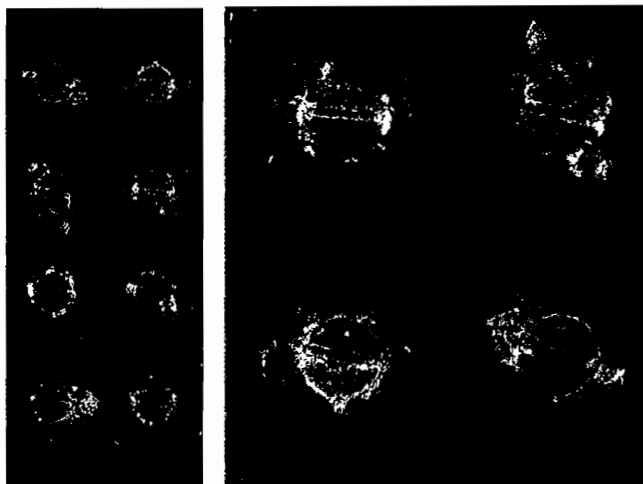
评定指标		涂层状态 (TS96-71 面漆)	
		J8FS-JY-2044-101-96* (-70)	J8FS-JY-2044-102-96* (-70)
起泡	大小	有直径为 2.0mm~ $\frac{1}{2}$ 钉头的气泡	有直径为 2.0mm~ $\frac{1}{2}$ 钉头的气泡
	密度	较多 (>15 个) 气泡	较多 (>15 个) 气泡
开裂	大小	孔边有 0~1.0 圆周的开裂	孔边有 $0\sim\frac{1}{2}$ 圆周的开裂, 个别气泡开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	表面有直径为 1.0~4.0mm 的剥落	表面有直径约为 8.0mm、面积约为 2.5mm×8mm 的剥落
	面积 (%)	40%	
基体腐蚀	蚀点大小	剥落点蚀, 孔边可见蚀坑	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	剥落点可见少量棕黄色物质; 孔边开裂处可见黄白色物质
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		腐蚀明显, 主要表现为开裂、剥落和基体腐蚀现象	腐蚀现象比较明显, 主要表现为剥落、基体腐蚀现象



(a) J8FS-JY-2044-101-96* (13-2)修理试件初始状态

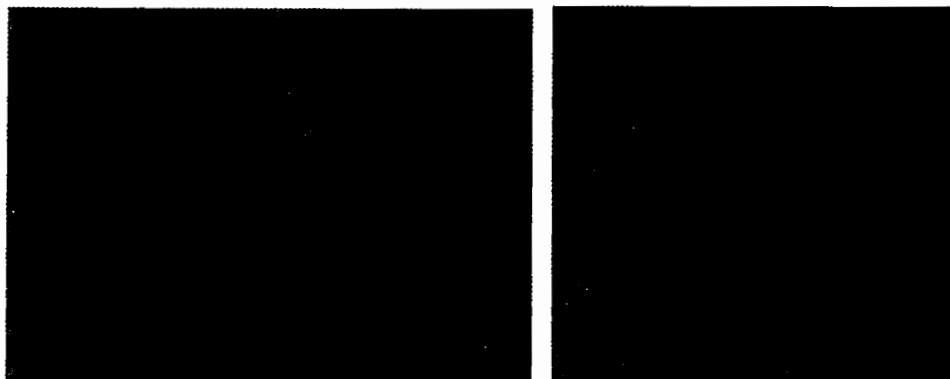


(b) J8FS-JY-2044-101-96* (13-2)修理试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

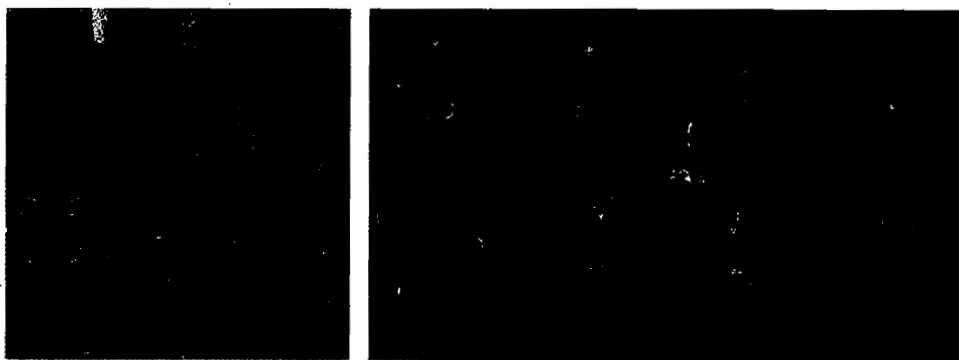


(c) J8FS-JY-2044-101-96* (13-2)修理试件加速腐蚀 9 个周期后的腐蚀情况

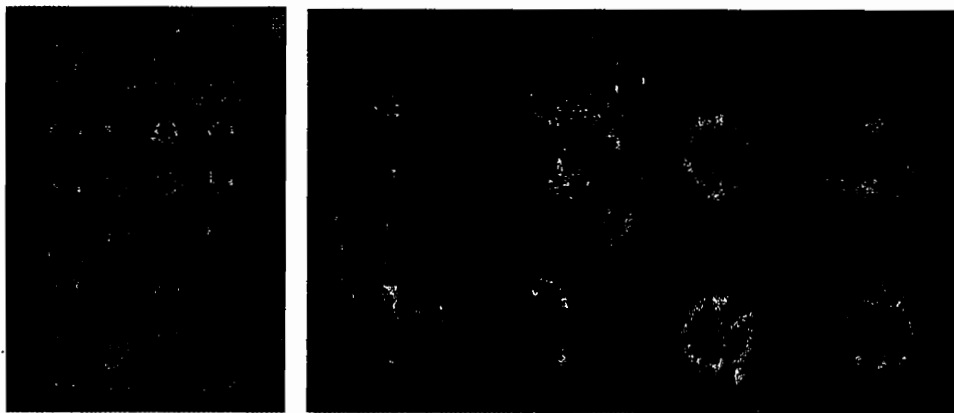
图 9-19 J8FS-JY-2044-101-96* (13-2)修理试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况



(a) J8FS-JY-2044-102-96* (13-2)修理试件初始状态

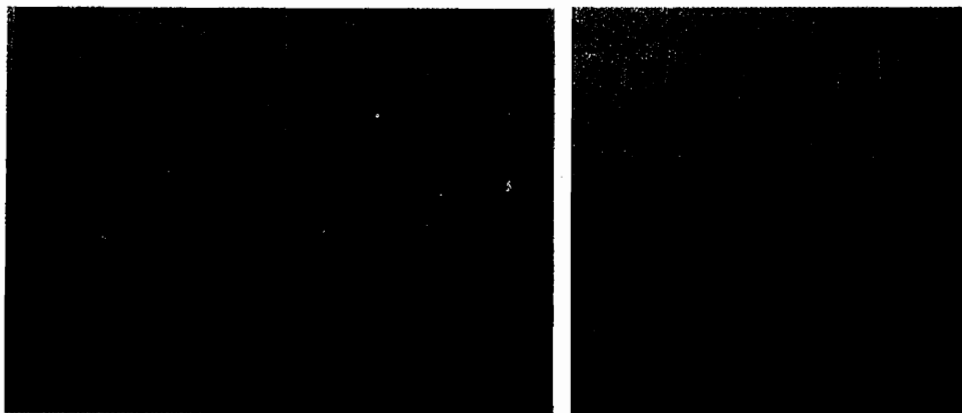


(b) J8FS-JY-2044-102-96* (13-2)修理试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

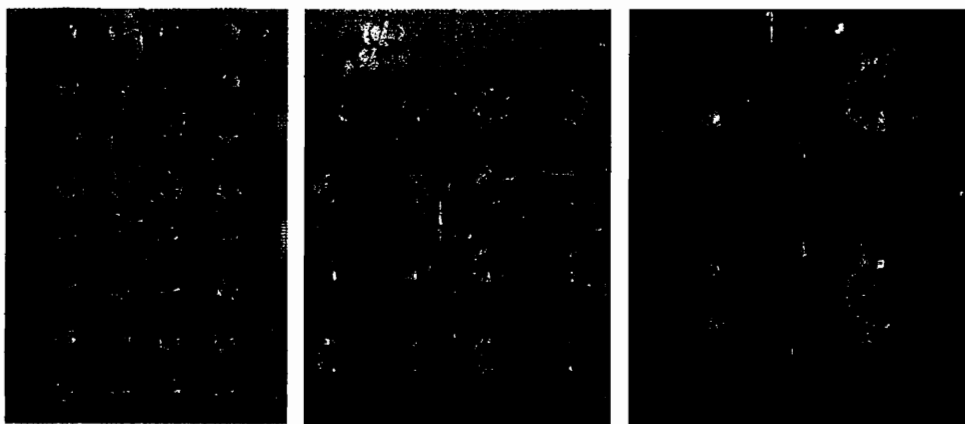


(c) J8FS-JY-2044-102-96* (13-2)修理试件加速腐蚀 9 个周期后的腐蚀情况

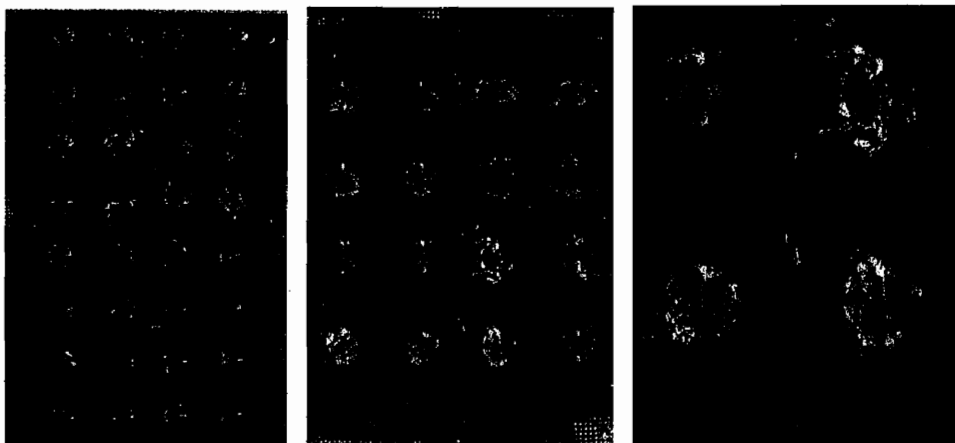
图 9-20 J8FS-JY-2044-102-96* (13-2)修理试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况



(a) J8FS-JY-2044-101-96* (-70) 修理试件初始状态

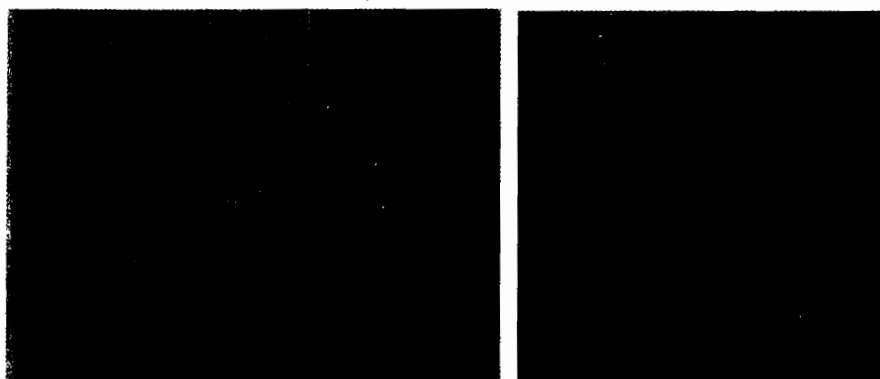


(b) J8FS-JY-2044-101-96* (-70) 修理试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

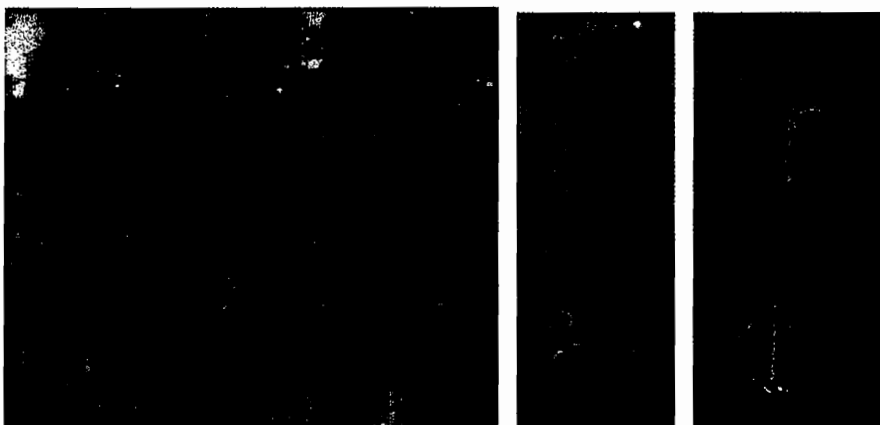


(c) J8FS-JY-2044-101-96* (-70) 修理试件加速腐蚀 9 个周期后的腐蚀情况

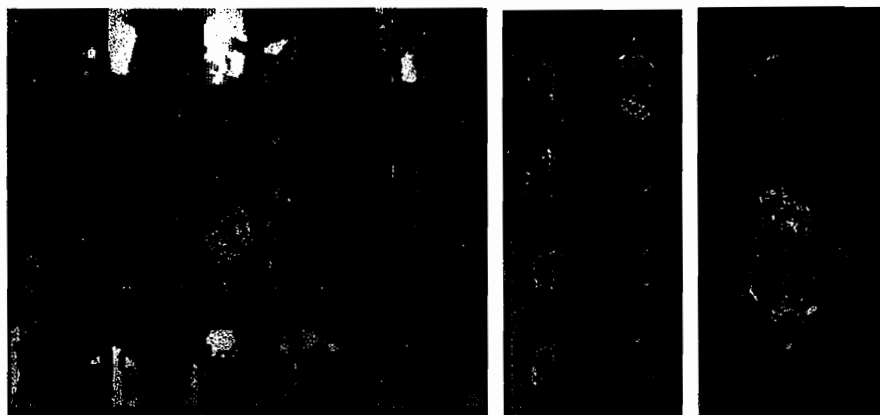
图 9-21 J8FS-JY-2044-101-96* (-70) 修理试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况



(a) J8FS-JY-2044-102-96* (-70)修理试件初始状态



(b) J8FS-JY-2044-102-96* (-70)修理试件加速腐蚀5个周期后的腐蚀情况



(c) J8FS-JY-2044-102-96* (-70)修理试件加速腐蚀9个周期后的腐蚀情况

图 9-22 J8FS-JY-2044-102-96* (-70)修理试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况

③ 补充试验结果

J8FS-JY-2044-101*、J8FS-JY-2044-101** 试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况见表 9-19、表 9-20 和图 9-23、图 9-24。

表 9-19 J8FS-JY-2044-101* 修理试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况

评定指标		J8FS-JY-2044-101*	
		5 个周期	10 个周期
起泡	大小	有直径为 0.2~5.5mm 的气泡	有直径为 0.2~8.0mm 的气泡
	密度	钉头表面及边缘有较多 (≥15 个) 气泡	钉头表面及边缘有较多 (≥15 个) 气泡
开裂	大小	个别孔边有 0~1.0 圆周的开裂	个别孔边有 0~1.0 圆周的开裂; 个别气泡有 0~4.0mm 的开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	基本无	个别孔边和钉头有直径为 0~4.0mm 的剥落; 凹槽内有可见蚀点
	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	剥落处基体腐蚀明显, 少量的黄白色腐蚀物质; 开裂处可见少量黄白色物质
失光	失光率 (%)	褪色现象明显, 失光率约为 50%	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	用力擦, 手指上沾一定量颜料粒子
总 结		主要表现为起泡现象, 有少量的大气泡	主要表现为起泡和开裂现象; 有较多不规则大气泡; 个别气泡破裂, 可见基体腐蚀

表 9-20 J8FS-JY-2044-101** 修理试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况

评定指标		J8FS-JY-2044-101**	
		5 个周期	9 个周期
起泡	大小	有直径为 0.2~5.0mm 的气泡	有直径为 0.2~8.0mm 的气泡, 个别 $\frac{1}{2}$ 钉头起泡
	密度	一定量 (>10 个) 气泡	较多 (>15 个) 气泡
开裂	大小	孔边有 $0\sim\frac{1}{2}$ 圆周的开裂	孔边有 $0\sim\frac{1}{2}$ 圆周的开裂, 个别气泡开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	有直径约为 4.5mm 的剥落	有直径约为 4.0mm, 面积约为 $\frac{1}{2}$ 钉头面积的剥落
	面积 (%)		
基体 腐蚀	蚀点大小	剥落点蚀	剥落点蚀, 孔边可见蚀坑
	腐蚀产物	剥落点可见少量棕黄色物质; 孔边开裂处可见黄白色物质	剥落点可见少量棕黄色物质; 孔边开裂处可见黄白色物质
失光	失光率 (%)	褪色现象明显, 失光率约为 80%	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	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、开裂和剥落现象	腐蚀现象比较明显, 主要表现为剥落、基体腐蚀现象



(a) J8FS-JY-2044-101* 修理试件初始状态

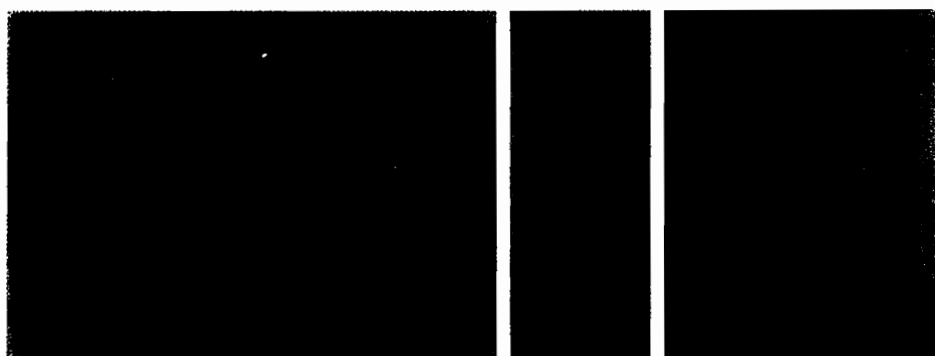


(b) J8FS-JY-2044-101* 修理试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

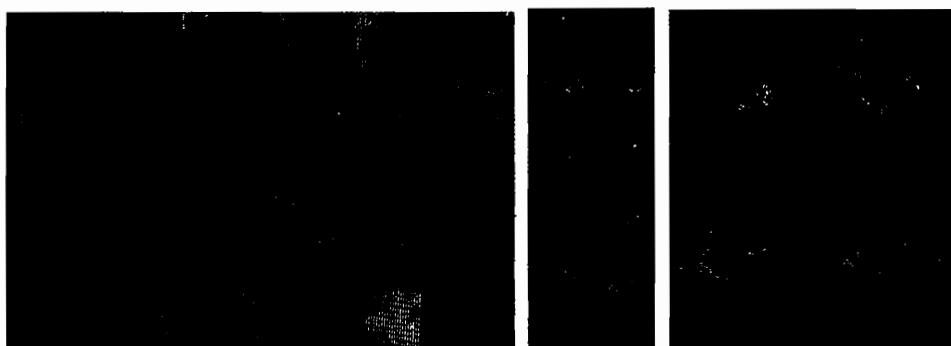


°(c) J8FS-JY-2044-101* 修理试件加速腐蚀 9 个周期后的腐蚀情况

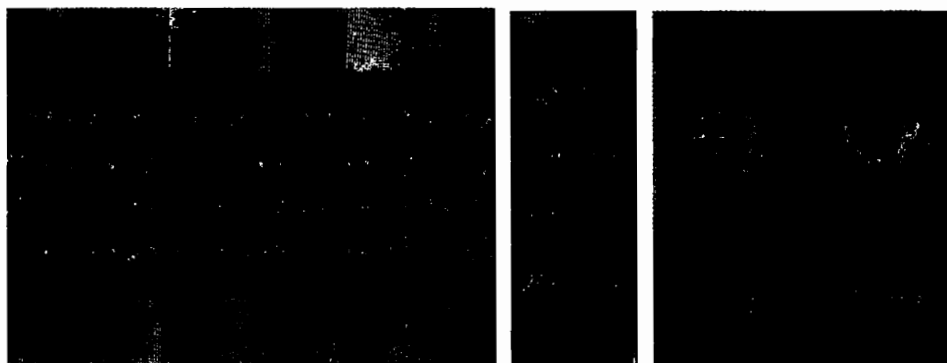
图 9-23 J8FS-JY-2044-101* 修理试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况



(a) J8FS-JY-2044-101** 修理试件初始状态



(b) J8FS-JY-2044-101** 修理试件加速腐蚀 5 个周期后的试验情况



(c) J8FS-JY-2044-101** 修理试件加速腐蚀 9 个周期后的腐蚀情况

图 9-24 J8FS-JY-2044-101** 修理试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况

(5) 试验结果与分析

① 涂层失效判据

涂层失效原则上是指涂层无法通过经济修理恢复防护的完好状态。鉴于大部分腐蚀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至于对连接孔产生明显腐蚀。一旦连接件附近涂层产生明显的开裂、剥落现象，孔边有蚀点产生或有可见腐蚀产物出现，就认为涂层失效。而对无连接的腐蚀关键部位，则允

许涂层开裂、剥落,并有基体轻微腐蚀,但深度不大,可以通过打磨后重新喷涂涂层使之复原,蚀点过深则认为涂层失效。

② 出厂试件试验结果与分析

a. 13-2 系列涂层

(a) 13-2 系列涂层出厂试件加速腐蚀 5 个周期 ($\frac{1}{2}$ 日历首翻期) 后, J8FS-JY-2044-101、J8FS-JY-2044-103、J8FS-JY-2044-102-13 和 J8FS-JY-2044-104-13 试件的腐蚀情况基本相当。螺栓部位出现比较明显的腐蚀,主要表现为钉头表面和边缘涂层起泡、开裂、剥落和轻微的基体腐蚀,连接孔边缘有少量的腐蚀产物出现,未发生严重的不可修复的腐蚀损伤。

(b) 13-2 系列涂层出厂试件加速腐蚀 10 个周期 (日历首翻期) 后, J8FS-JY-2044-101、J8FS-JY-2044-103、J8FS-JY-2044-102-13 和 J8FS-JY-2044-104-13 试件的腐蚀情况基本相当。螺栓部位出现比较严重的腐蚀,主要表现为钉头表面和边缘涂层大面积不规则气泡、开裂、剥落和基体腐蚀,连接孔边缘有轻微的蚀坑和一定的腐蚀产物出现,涂层基本失效,但没有产生总体不可修理的涂层损伤。

(c) 13-2 系列涂层满足日历首翻期要求,但是在日历首翻 10 年出现了明显的腐蚀损伤,应将机翼下蒙皮螺栓连接部位列入结构检查周期的检查部位,在检查周期 (出厂 5 年) 时,进行中期腐蚀检查,发现明显腐蚀之处进行局部腐蚀修理。进厂首翻时,应认真进行腐蚀检查和修理。

b. TS70-1 系列涂层

(a) TS70-1 系列涂层出厂试件加速腐蚀 5 个周期后, J8FS-JY-2044-101-70 和 J8FS-JY-2044-102-70 试件的腐蚀情况相当。螺栓部位腐蚀情况不十分明显,主要表现为钉头表面涂层起泡、孔边涂层开裂、钉头表面轻微的剥落和轻微的基体腐蚀,连接孔边缘有少量的腐蚀产物出现。其腐蚀情况比 13-2 系列涂层略弱,未发生严重的腐蚀损伤。

(b) TS70-1 系列涂层出厂试件加速腐蚀 10 个周期后, J8FS-JY-2044-101-70 和 J8FS-JY-2044-102-70 试件的腐蚀情况相当,腐蚀情况较明显。主要表现为钉头表面的起泡和剥落现象及孔边开裂和轻微的基体腐蚀,连接孔边缘有一定的腐蚀产物出现,未发生严重的腐蚀损伤。

(c) TS70-1 系列涂层满足日历首翻要求,但是在日历首翻 10 年时会出现明显的腐蚀损伤,应将机翼下蒙皮螺栓连接部位列入结构检查周期的检查部位,在检查周期 (出厂 5 年) 时,进行中期腐蚀检查,发现明显腐蚀之处进行局部腐蚀修理。进厂首翻时,应认真进行腐蚀检查和修理。

c. TS96-71 系列涂层

(a) TS96-71 系列涂层出厂试件加速腐蚀 5 个周期后, J8FS-JY-2044-101-96 试件的螺栓部位腐蚀情况比较明显,主要表现为钉头表面起泡、孔边开裂和轻微的基体腐蚀。其腐蚀情况与 13-2 系列涂层腐蚀情况相近,主要原因可能是由于螺栓表面没有底漆,涂层与钉头附着力差。

(b) TS96-71 系列涂层出厂试件加速腐蚀 10 个周期后, J8FS-JY-2044-101-96 试件的

螺栓部位腐蚀情况比较严重,主要表现为钉头表面起泡、孔边开裂和钉头及孔边的基体腐蚀。其腐蚀情况与13-2系列涂层腐蚀情况相近,主要原因可能是由于螺栓表面没有底漆,该涂层与钉头附着力差。但并未产生影响结构修理的腐蚀损伤。

(c) TS96-71系列涂层满足日历首翻要求,但在日历首翻10年时出现了比较严重的腐蚀损伤,应将机翼下蒙皮螺栓连接部位列入结构检查周期的检查部位,在检查周期(出厂5年)时,进行中期腐蚀检查,发现明显腐蚀之处进行局部腐蚀修理。进厂首翻时,应认真进行腐蚀检查和修理。

③ 修理试件试验结果与分析

a. 13-2系列涂层

(a) J8FS-JY-2044-101-13*(13-2)修理试件加速腐蚀5个周期后腐蚀情况比较明显,主要表现为明显的起泡、轻微的基体腐蚀现象。加速腐蚀9个周期的情况比较严重,主要表现为明显的起泡、剥落和基体腐蚀情况,孔边有微小蚀坑,但未发生不可修复的损伤。

(b) J8FS-JY-2044-102-13*(13-2)修理试件加速腐蚀5个周期后腐蚀情况比较明显,主要表现为明显的起泡、剥落和轻微的基体腐蚀现象。加速腐蚀9个周期的情况比较严重,主要表现为明显的起泡、开裂、剥落和基体腐蚀情况,孔边基体有微小蚀坑,但未发生不可修复的损伤。

(c) 从飞机结构使用情况和维修出发,13-2系列涂层修理试件加速腐蚀9个周期均已基本失效,但未发生不可修复的腐蚀损伤,不比13-2系列涂层出厂试件加速腐蚀10个周期的腐蚀情况明显严重。

(d) 修理后13-2系列涂层满足修理至第2次大修的寿命要求,但是在日历9年出现了明显的腐蚀损伤,应将机翼下蒙皮螺栓连接部位列入结构检查周期的检查部位,在检查周期(首翻后5年)时,进行中期腐蚀检查,发现明显腐蚀之处进行局部腐蚀修理。进厂第2次大修时,应认真进行腐蚀检查和修理。

b. TS96-71系列涂层

(a) J8FS-JY-2044-101-96*(13-2)试件加速腐蚀5个周期的腐蚀情况比较明显,主要表现为孔边起泡、开裂和少量的腐蚀产物。加速腐蚀9个周期的腐蚀情况比较明显,主要表现为孔边起泡、剥落和基体腐蚀,孔边基体有微小蚀坑,但未出现不可修复的腐蚀损伤。

(b) J8FS-JY-2044-102-96*(13-2)试件加速腐蚀5个周期后,腐蚀现象比较明显,主要表现为起泡、剥落和轻微的基体腐蚀现象。加速腐蚀9个周期后,腐蚀现象均比较明显,主要表现为起泡、剥落和基体腐蚀现象、孔边有蚀坑,但均未出现不可修复的腐蚀损伤。

(c) J8FS-JY-2044-101-96*(-70)试件加速腐蚀5个周期后,腐蚀现象不十分明显,主要表现为起泡、剥落现象。加速腐蚀9个周期后,腐蚀现象比较明显,主要表现为起泡、剥落和基体腐蚀现象,孔边有微小蚀坑,未出现不可修复的腐蚀损伤。

(d) J8FS-JY-2044-102-96*(-70)试件加速腐蚀5个周期后,腐蚀现象不十分明显,主要表现为起泡、剥落和轻微的基体腐蚀现象。加速腐蚀9个周期后,腐蚀现象比较明显,主要表现

为起泡、剥落和基体腐蚀现象,孔边有微小蚀坑,未出现不可修复的腐蚀损伤。

(e) 从飞机结构使用情况和维修出发,修理试件加速腐蚀9个周期后的腐蚀情况不比出厂试件加速10个周期的腐蚀情况明显严重,不必进行再次修理后的试验。

(f) 修理后TS96-71系列涂层满足修理至第2次大修寿命要求,但在修理后9年时出现了比较明显的腐蚀损伤,应将机翼下蒙皮螺栓连接部位列入结构检查周期的检查部位,在检查周期(首翻后5年)时,进行中期腐蚀检查,发现明显腐蚀之处进行局部腐蚀修理。进厂首翻时,应认真进行腐蚀检查和修理。

c. 补充试验结果与分析

(a) J8FS-JY-2044-101* 试件加速腐蚀9个周期后的腐蚀情况与其他修理试件情况基本相同,而且不比出厂试件加速10个周期的情况严重。

(b) J8FS-JY-2044-101** 试件加速腐蚀9个周期后的腐蚀情况不比出厂试件加速10个周期、修理试件加速腐蚀9个周期的情况严重。

(c) 补充试验结果表明,进行第2次修理后加速腐蚀9个周期不会出现影响结构安全和使用功能的腐蚀损伤。

④ 总结

a. 上述出厂试件和修理后的试件在相应的日历寿命间隔,均发生了比较明显的腐蚀损伤,涂层基本失效,但未发生不可修复的腐蚀损伤,满足日历寿命要求。

b. TS96-71系列出厂试件加速腐蚀10个周期后,未进行修理后的加速腐蚀试验,由于出厂10个周期后的腐蚀损伤情况与其他涂层基本一致,修理工艺也相同,从而可参照其他系列涂层给出相应结论。

c. 由于修理试件加速腐蚀9个周期后的腐蚀情况不比出厂试件加速腐蚀10个周期的情况明显严重,补充试验表明,两次修理后也不会发生影响结构安全和功能的腐蚀损伤。同时,第2次大修后是结构最后一个寿命间隔,可以适当放宽腐蚀损伤容限要求。通过第2次大修时的认真修理及外场中期检查和修理,能满足最后一个寿命间隔的要求。

9.3.2 平尾下蒙皮的试验情况与分析

9.3.2.1 模拟试件类型

(1) 出厂涂层模拟试件

采用现役飞机出厂时的涂层体系以及新生产和后续机种的涂层体系,模拟平尾下蒙皮典型连接部位特点,考核出厂至首翻期间的防腐性能,称为出厂涂层模拟试件(简称出厂试件)。具体见表9-21。

表 9-21 平尾下蒙皮连接件出厂试件

部位	编 号	材 料	涂 层	连接形式	试件数	总数
平尾 连接件	J8FS-PW-3100-1-13	LC9BS	1号航空底漆+13-2面漆	一端铆钉连接;	9	5+2*
	J8FS-PW-3100-2-13				2*	
	J8FS-PW-3100-1-70		1号航空底漆+TS70-1面漆	一端抽钉连接	9	9
	J8FS-PW-3100-1-96		TB06-9底漆+TS96-71面漆		6	6

注: *表示大试件,试件宽度为小试件的2倍,具体尺寸同图9-8;其他试件为小试件,尺寸同图9-5。

(2) 修理涂层模拟试件

(1) 中出厂试件加速腐蚀 10 个周期相当于 10 年首翻期后, 按大修厂修理方案进行修理, 考核修理的防腐性能, 称为修理涂层模拟试件 (简称修理试件)。试件类型见表 9-22。

表 9-22 平尾下蒙皮连接件修理试件

部位	原试件编号	修理试件编号	涂 层	试件数
平尾 连接件	J8FS-PW-3100-1-13	J8FS-PW-3100-1-96* (13-2)	X06-1 + TB06-9 底漆 + TS96-71 面漆	6
	J8FS-PW-3100-2-13	J8FS-PW-3100-2-96* (13-2)		1
	J8FS-PW-3100-1-70	J8FS-PW-3100-1-96* (-70)		6

9.3.2.2 试验安排

根据歼 8 系列飞机日历寿命要求和当量加速关系, 平尾下蒙皮模拟试件试验安排如下。

① 第 1 阶段试验

- a. 采用表 9-21 所示的出厂试件, 完成加速环境试验谱下 10 个周期的加速腐蚀试验。
- b. 5 个周期和 10 个周期试验结束后, 认真观测试件腐蚀情况, 列表记录各种试件的腐蚀结果, 拍照, 适当留样。
- c. 将留样后的试件按大修厂修理方法进行腐蚀修理。

② 第 2 阶段试验

- a. 采用修理后的试件, 即表 9-22 所示的修理试件, 完成加速环境试验谱 9 个周期的加速腐蚀试验。
- b. 5 个周期和 9 个周期试验结束后, 认真观测试件腐蚀情况, 列表记录各种试件的腐蚀结果, 拍照, 适当留样。

③ 对完成第 2 阶段试验的各种修理试件的腐蚀情况与对应的出厂试件 10 个周期的腐蚀情况进行认真的对比分析。若第 2 阶段试验后试件腐蚀情况不比出厂试件 10 个周期后的试件腐蚀情况明显严重, 可以认为, 再次修理后进行 9 个周期的试验不致发生影响安全和功能的严重腐蚀, 则试验结束。若腐蚀情况明显严重, 则需安排第 2 次按大修厂修理方法修理, 继续第 3 个阶段 9 个周期的加速试验。

9.3.2.3 加速腐蚀试验

(1) 试验设备和条件

试验设备与 9.3.1.3(1) 完全相同, 试验条件除低温疲劳应力水平为 $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min}) = (17.0, 3.06)\text{MPa}$ 外, 其他条件与 9.3.1.3(1) 相同。

(2) 试验过程

试验过程同 9.3.1.3(2)。

(3) 试验结果

按 9.3.1.3(3) 中给出的检查方法对模拟试件腐蚀情况进行观察, 具体情况如下。

① 出厂状态

由于大试件与小试件的腐蚀情况无明显差别, 在此仅给出小试件的详细腐蚀情况。

a. 13-2 面漆

出厂试件加速腐蚀 5 个周期和 10 个周期的腐蚀情况见表 9-23、表 9-24 和图 9-25。

表 9-23 13-2 面漆出厂试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

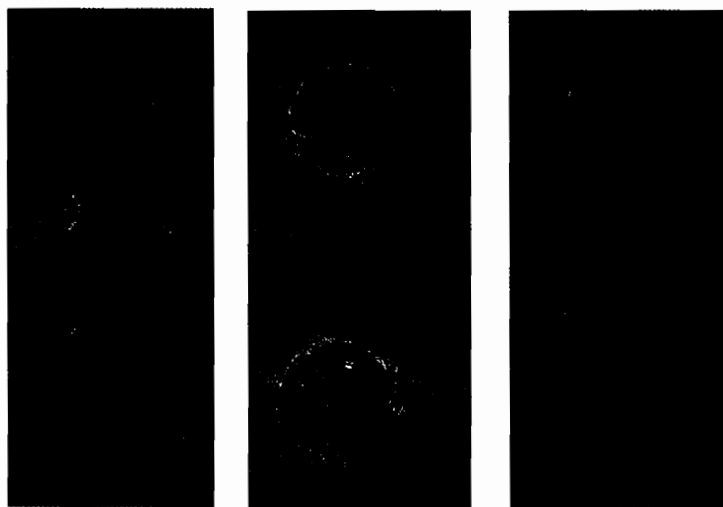
评定指标		J8FS-PW-3100-1-13 涂层状态 (13-2 面漆)	
		铆 钉	抽 钉
起泡	大小	有直径为 0.2~1.5mm 的气泡	有直径为 0.2~2.0mm 的气泡
	密度	钉头表面和边缘有较多 (>15 个) 气泡	抽钉头周围有一定量 (>10 个) 气泡
开裂	大小	部分孔边有 0~1.0 圆周的开裂	孔边涂层普遍有 0~1.0 圆周的开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	个别有 7.0mm×2.5mm 的剥落	个别有直径为 1.2mm 的剥落
	面积(%)		
基体腐蚀	蚀点大小	可见	中心抽钉有直径为 0.8mm 的蚀点
	腐蚀产物	孔边有一定量黄白/棕黄色物质	孔边有一定量黄白色物质; 中心抽钉有少量棕黄色物质
失光	失光率(%)	褪色现象较明显, 失光率约为 60%	
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, 大试件与小试件基本相当。抽钉腐蚀情况比铆钉略为严重。主要表现为起泡、基体腐蚀和孔边的涂层开裂现象	

表 9-24 13-2 面漆出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的腐蚀情况

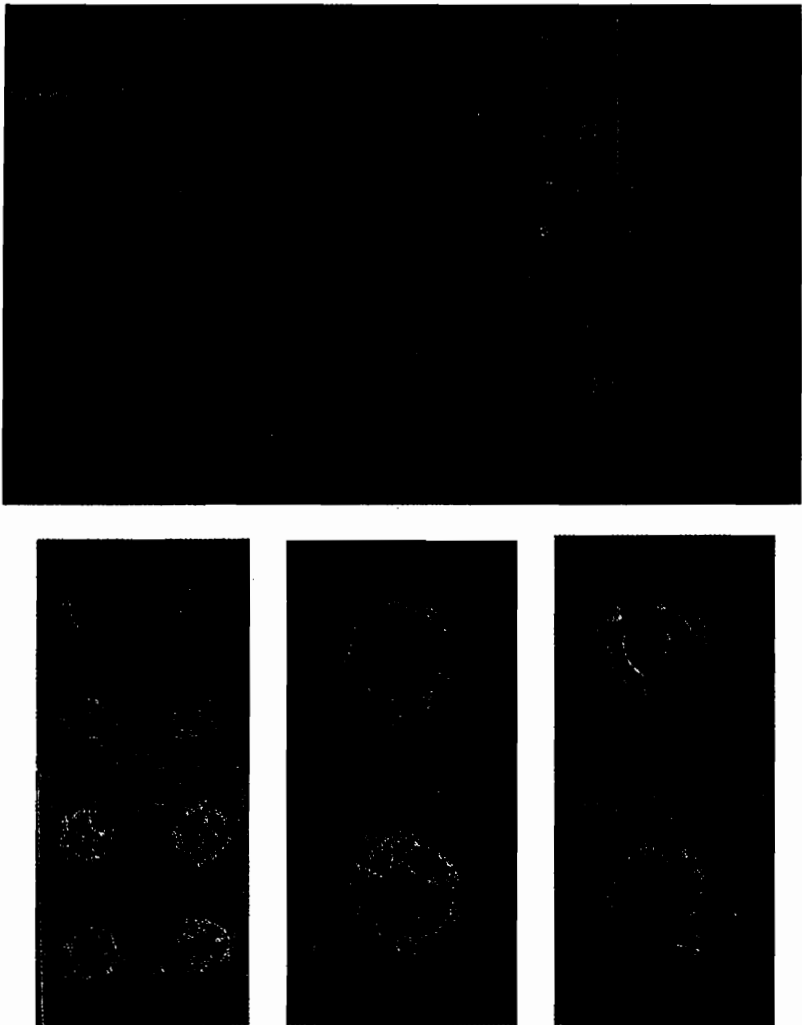
评定指标		J8FS-PW-3100-1-13 涂层状态 (13-2 面漆)	
		铆 钉	抽 钉
起泡	大小	有直径为 0.2~2.0mm 的气泡	有直径为 0.2~8.0mm 的气泡
	密度	铆钉头表面和边缘有一定量 (>10 个) 气泡	抽钉头周围有较多 (>15 个) 气泡
开裂	大小	部分孔边涂层有 $\frac{1}{4}$ ~1.0 圆周的开裂	孔边涂层普遍有 $\frac{1}{2}$ ~1.0 圆周的开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	大部分孔边有 0.2~1.0mm 的剥落, 个别孔边有面积为 7.0mm×2.5mm 的剥落	大部分钉头和孔边有直径为 0.2~2.0mm 的剥落
	面积(%)		
基体腐蚀	蚀点大小	孔边有较多可见蚀点	部分中心抽钉有直径为 0.2~1.5mm 的蚀点
	腐蚀产物	孔边有一定量黄白/棕黄色物质	孔边有较多黄白色物质; 中心有少量棕黄色物质
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		腐蚀比较严重, 抽钉腐蚀情况比铆钉严重。主要表现为起泡、孔边开裂、剥落和基体腐蚀	



(a) J8FS-PW-3100-1-13 出厂试件初始情况



(b) J8FS-PW-3100-1-13 出厂试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况



(c) J8FS-PW-3100-1-13 出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的腐蚀情况

图 9-25 J8FS-PW-3100-1-13 出厂试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况

b. TS70-1 面漆

TS70-1 出厂试件腐蚀情况见表 9-25、表 9-26 和图 9-26。

表 9-25 TS70-1 面漆出厂试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

评定指标		J8FS-PW-3100-1-70 涂层状态 (TS70-1 面漆)	
		铆 钉	抽 钉
起泡	大小	有直径为 0.2~1.5mm 的气泡	有直径为 0.2~2.5mm 的气泡
	密度	钉头边缘有一定数量 (>10 个) 气泡	钉头及边缘有一定量 (>10 个) 气泡
开裂	大小	孔边有 0~1.0 圆周的开裂	基本上所有孔都有 $\frac{1}{4}$ ~1.0 圆周的开裂
	数量		

续表 9-25

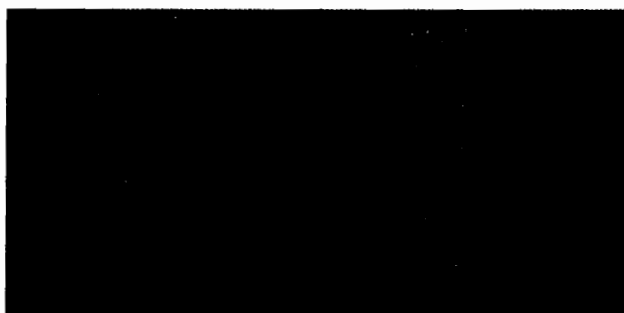
评定指标		J8FS-PW-3100-1-70 涂层 (TS70-1 面漆)	
		铆 钉	抽 钉
剥落	最大尺寸		
	面积(%)		
基体 腐蚀	蚀点大小		个别孔中心抽钉有直径小于 0.5mm 的蚀点
	腐蚀产物	孔边有少量黄白色物质	孔边有一定量黄白色物质, 中心抽钉有棕黄色物质
失光	失光率(%)	褪色现象较明显, 失光率约为 50%	
粉化	粉化程度	用力擦, 手指上沾一定量颜料粒子	
总 结		腐蚀比较明显, 与 J8FS-PW-3100-1-13 基本相当。且铆钉腐蚀情况略弱于抽钉。 主要表现为开裂、轻微的基体腐蚀现象, 腐蚀产物较多	

表 9-26 TS70-1 面漆出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的腐蚀情况

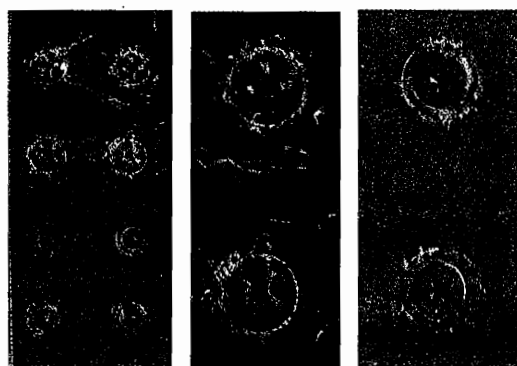
评定指标		J8FS-PW-3100-1-70 涂层状态 (TS70-1 面漆)	
		铆 钉	抽 钉
起泡	大小	有直径为 0.2~2.0mm 的气泡	有直径为 0.2~4.0mm 的气泡; 个别气泡不规则
	密度	钉头边缘一定数量 (>20 个) 气泡	钉头及边缘有一定量 (>10 个) 气泡
开裂	大小	孔边有 0~1.0 圆周的开裂	基本上所有孔都有 $\frac{1}{4}$ ~1.0 圆周的开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	个别孔边涂层有直径为 0~1.5mm 的剥落; 有 1 处 3.0mm×1.2mm 的剥落	孔边涂层有直径为 0~2.0mm 的剥落; 中心抽钉有直径为 0~2.0mm 的剥落
	面积(%)		
基体 腐蚀	蚀点大小	剥落处基体有腐蚀	剥落处基体有腐蚀; 个别孔中心抽钉有直径小于 2.5mm 的蚀点
	腐蚀产物	剥落处有少量黄白色/灰黑色腐蚀产物; 开裂处有少量黄白色物质	明显, 孔边有一定量黄白色物质, 中心抽钉有少量棕黄色物质
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		腐蚀明显, 且抽钉腐蚀情况比铆钉严重。 主要表现为起泡、开裂、剥落、基体腐蚀, 腐蚀产物比较多	



(a) J8FS-PW-3100-1-70 出厂试件初始状态



(b) J8FS-PW-3100-1-70 出厂试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况



(c) J8FS-PW-3100-1-70 出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的腐蚀情况

图 9-26 J8FS-PW-3100-1-70 出厂试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况

c. TS96-71 面漆

TS96-71 出厂试件腐蚀情况见表 9-27、表 9-28 和图 9-27。

表 9-27 TS96-71 面漆出厂试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

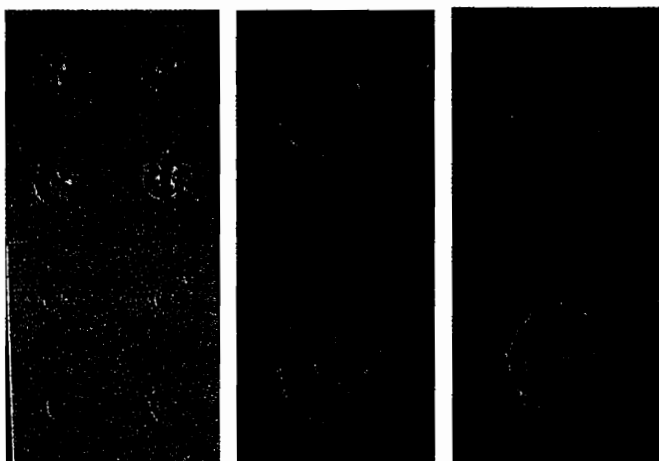
评定指标		J8FS-PW-3100-1-96 涂层状态 (TS96-71 面漆)	
		铆 钉	抽 钉
起泡	大小	有直径为 0.2~1.0mm 的气泡	有直径为 0.2~1.5mm 的气泡
	密度	钉头边缘有一定量 (>15 个) 气泡	钉头及边缘有一定量 (>15 个) 气泡
开裂	大小	孔边有 $0\sim\frac{2}{3}$ 圆周的开裂	基本上所有孔都有 $\frac{1}{4}\sim 1.0$ 圆周的开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	个别钉头有直径约为 1.5mm 的气泡	中心抽钉有直径约为 1.0mm 的剥落; 孔边气泡有可见剥落
	面积(%)		
基体腐蚀	蚀点大小		
	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, 且铆钉腐蚀情况略弱于抽钉。主要表现为起泡、开裂、轻微的基体腐蚀现象	

表 9-28 TS96-71 面漆出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的腐蚀情况

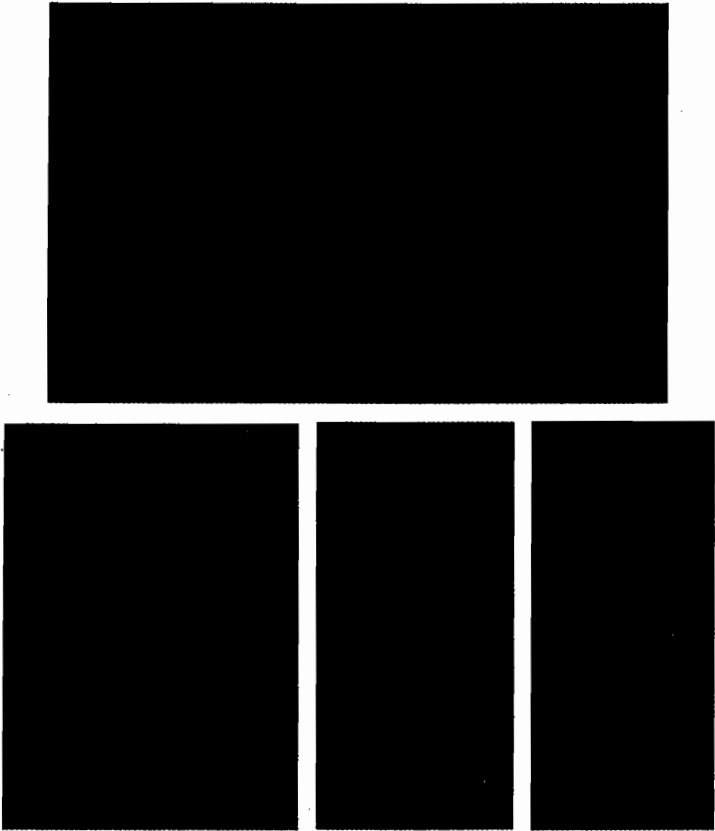
评定指标		J8FS-PW-3100-1-96 涂层状态 (TS96-71 面漆)	
		铆 钉	抽 钉
起泡	大小	有直径为 0.2~1.0mm 的气泡	有直径为 0.2~2.0mm 的气泡
	密度	钉头边缘有一定量 (>15 个) 气泡	钉头及边缘有一定量 (>15 个) 气泡
开裂	大小	孔边有 0~1.0 圆周的开裂	基本上所有孔都有 $\frac{1}{4}\sim 1.0$ 圆周的开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	个别钉头有直径约为 1.0mm 的剥落	中心抽钉有直径约为 2.0mm 的剥落; 表面有直径约为 0.8mm 的剥落; 孔边有直径为 1.5mm 的剥落
	面积(%)		
基体腐蚀	蚀点大小		
	腐蚀产物	孔边有少量黄白色物质	孔边有一定的黄白色物质, 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) J8FS-PW-3100-1-96 出厂试件初始状态



(b) J8FS-PW-3100-1-96 出厂试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况



(c) J8FS-PW-3100-1-96 出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的腐蚀情况

图 9-27 J8FS-PW-3100-1-96 出厂试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况

② 修理试件试验情况

J8FS-PW-3100-1-96* (13-2)、J8FS-PW-3100-1-96* (-70)试件加速腐蚀不同周期的腐蚀损伤情况见表 9-29~表 9-32 和图 9-28~图 9-29。由于 J8FS-PW-3100-1-96* (13-2)试件与 J8FS-PW-3100-2-96* (13-2)试件的腐蚀情况无明显差别,在此不给出 J8FS-PW-3100-2-96* (13-2)试件的腐蚀情况。

表 9-29 J8FS-PW-3100-1-96* (13-2)修理试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

评定指标		J8FS-PW-3100-1-96* (13-2)涂层状态	
		铆 钉	抽 钉
起泡	大小	有直径为 0.2~4.0mm 的气泡	有直径为 0.2~7.0mm 的气泡
	密度	钉头边缘有一定量 (>15 个) 气泡	钉头及边缘有一定量 (>15 个) 气泡
开裂	大小	孔边有 $0\sim\frac{1}{2}$ 圆周的开裂	基本上所有孔都有 $\frac{1}{4}\sim1.0$ 圆周的开裂
	数量		

续表 9-29

评定指标		J8FS-PW-3100-1-96* (13-2)涂层状态	
		铆 钉	抽 钉
剥落	最大尺寸	有直径约为 1.2mm 的剥落	中心抽钉有的有直径约为 1.5mm 的剥落, 有的有直径约为 4.0mm 的剥落
	面积(%)		
基体 腐蚀	蚀点大小		剥落点蚀
	腐蚀产物	孔边有少量灰白色物质	孔边有一定量的黄白色物质, 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, 且铆钉腐蚀情况弱于抽钉。 主要表现为起泡、开裂、轻微的基体腐蚀现象	

表 9-30 J8FS-PW-3100-1-96* (13-2)修理试件加速腐蚀 9 个周期后的腐蚀情况

评定指标		J8FS-PW-3100-1-96* (13-2)涂层状态	
		铆 钉	抽 钉
起泡	大小	有直径为 0.2~6.0mm 的气泡	有直径为 0.2~14.0mm 的气泡
	密度	钉头边缘有一定量 (>15 个) 气泡	钉头及边缘有一定量 (>15 个) 气泡
开裂	大小	孔边有 $0\sim\frac{1}{2}$ 圆周的开裂	基本上所有孔都有 $\frac{1}{4}\sim 1.0$ 圆周的开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	有直径约为 1.2mm 的剥落	中心抽钉有的有直径约为 1.5mm 的剥落, 有的有直径约为 10.0mm 的剥落
	面积(%)		
基体 腐蚀	蚀点大小	剥落点蚀	剥落点蚀
	腐蚀产物	孔边有少量灰白色物质; 剥落点有微量白色物质	孔边有一定量的黄白色物质, 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	

表 9-31 J8FS-PW-3100-1-96* (-70)修理试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

评定指标		J8FS-PW-3100-1-96* (-70)涂层状态	
		铆 钉	抽 钉
起泡	大小	有直径为 0.2~1.8mm 的气泡	有直径为 0.2~6.0mm 的气泡
	密度	钉头边缘有一定量 (>15 个) 气泡	钉头及边缘有一定量 (>15 个) 气泡

续表 9-31

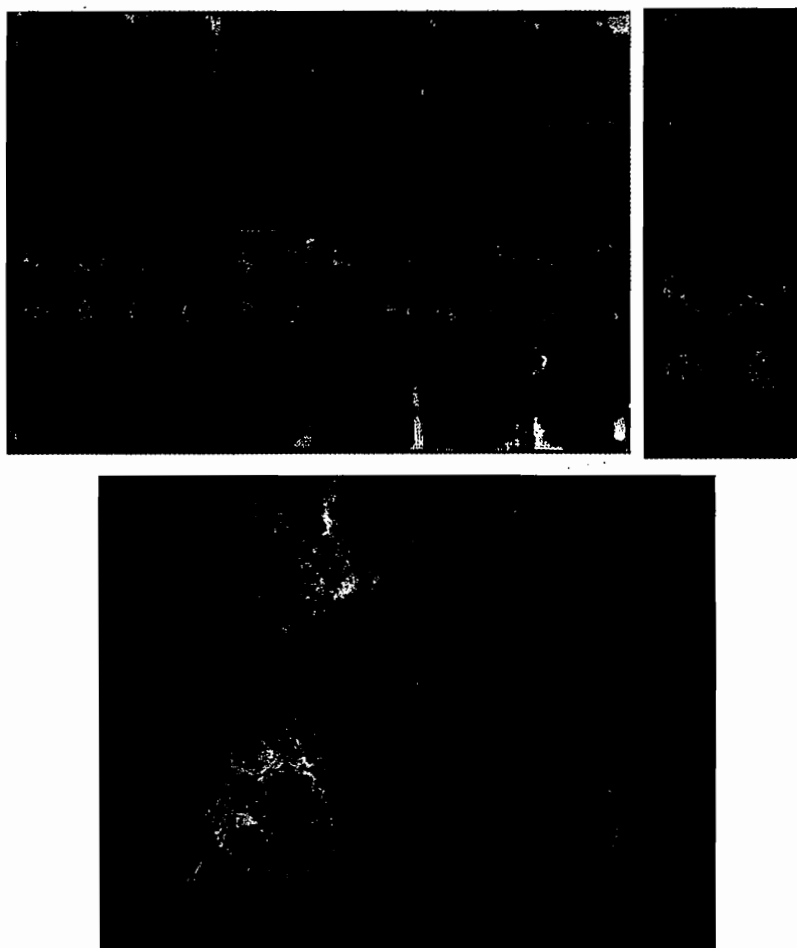
评定指标		J8FS-PW-3100-1-96* (-70)涂层状态	
		铆 钉	抽 钉
开裂	大小	孔边有 $0 \sim \frac{1}{2}$ 圆周的开裂	基本上所有孔都有 $0 \sim 1.0$ 圆周的开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	有直径约为 1.0mm 的剥落	中心抽钉有直径约为 1.0mm 的剥落, 有的有直径约为 2.5mm 的剥落
	面积(%)		
基体 腐蚀	蚀点大小		剥落点蚀
	腐蚀产物	微量白色/黄白色物质	孔边有一定量的黄白色物质, 中心抽钉有棕黄色物质; 剥落点有少量灰白色物质
失光	失光率(%)	褪色现象较明显, 失光率约为 50%	
粉化	粉化程度	用力擦, 手指上沾一定量颜料粒子	
总 结		腐蚀不明显, 且铆钉腐蚀情况略弱于抽钉。 主要表现为起泡、开裂、轻微的基体腐蚀现象	

表 9-32 J8FS-PW-3100-1-96* (-70)修理试件加速腐蚀 9 个周期后的腐蚀情况

评定指标		J8FS-PW-3100-1-96* (-70)涂层状态	
		铆 钉	抽 钉
起泡	大小	有直径为 0.2~3.0mm 的气泡	有直径为 0.2~13.0mm 的气泡
	密度	钉头边缘有一定量 (>15 个) 气泡	钉头及边缘有一定量 (>15 个) 气泡
开裂	大小	孔边有 $0 \sim \frac{1}{2}$ 圆周的开裂	基本上所有孔都有 $\frac{1}{4} \sim 1.0$ 圆周的开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	有直径约为 1.0mm 的剥落	中心抽钉有的有直径约为 1.5mm 的剥落, 有的有直径约为 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	孔边有一定量的黄白色物质, 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) J8FS-PW-3100-1-96* (13-2)修理试件初始状态

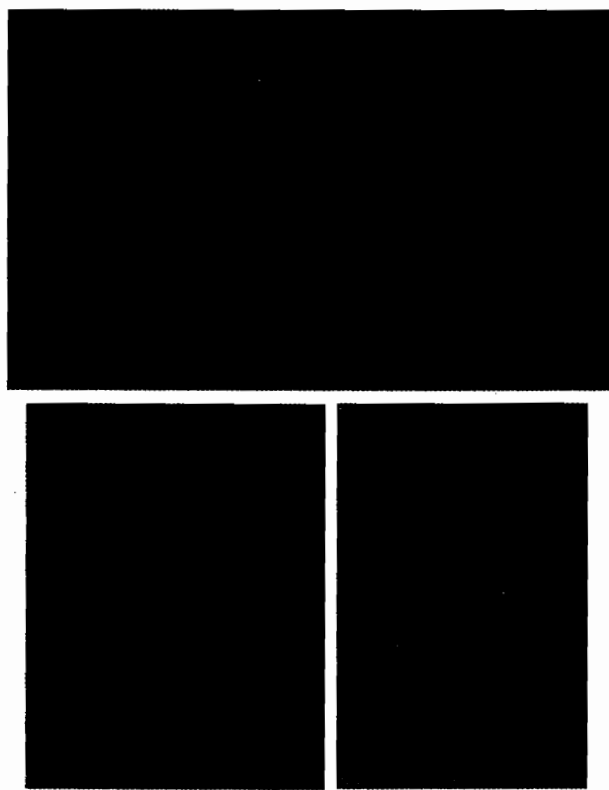


(b) J8FS-PW-3100-1-96* (13-2)修理试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况

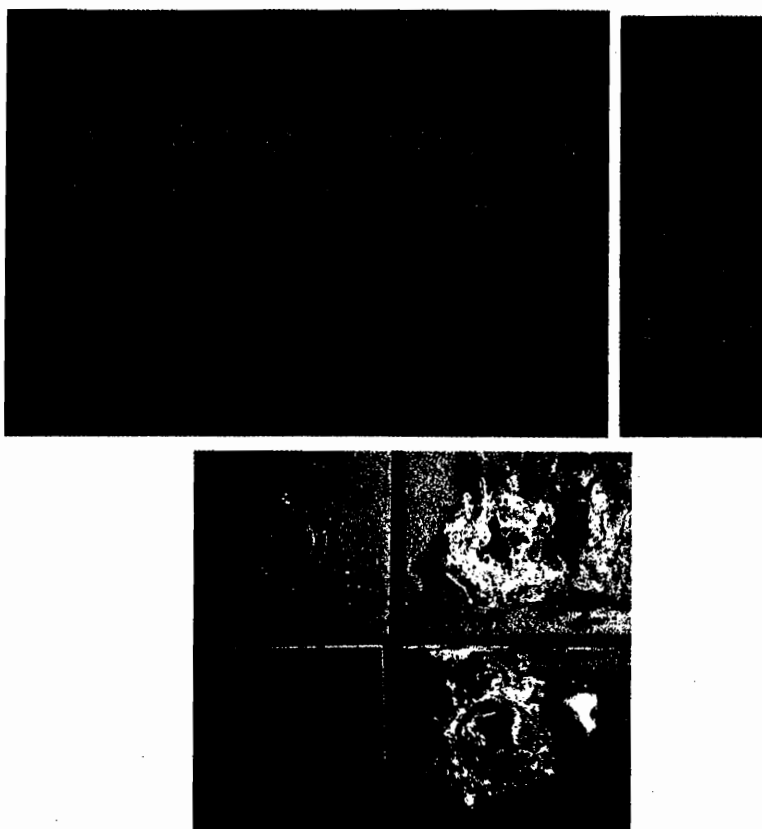


(c) J8FS-PW-3100-1-96* (13-2)修理试件加速腐蚀9个周期后的腐蚀情况

图9-28 J8FS-PW-3100-1-96* (13-2)修理试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况



(a) J8FS-PW-3100-1-96* (-70)修理试件初始状态



(b) J8FS-PW-3100-1-96* (-70)修理试件加速腐蚀 5 个周期后的腐蚀情况



(c) J8FS-PW-3100-1-96* (-70)修理试件加速腐蚀 9 个周期后的腐蚀情况

图 9-29 J8FS-PW-3100-1-96* (-70)修理试件加速腐蚀不同周期的腐蚀情况

(4) 试验结果与分析

① 出厂试件试验结果与分析

a. 13-2 系列涂层

(a) 13-2 系列涂层出厂试件加速腐蚀 5 个周期 ($\frac{1}{2}$ 日历首翻期) 后, J8FS-PW-3100-1-13、J8FS-PW-3100-2-13 试件的腐蚀情况比较明显, 主要表现为抽钉和铆钉部位钉头表面和边缘涂层起泡、开裂、剥落和轻微的基体腐蚀, 连接孔边缘有少量的腐蚀产物出现, 抽钉部位腐蚀情况比铆钉部位严重, 但未发生严重的不可修复的腐蚀损伤。

(b) 13-2 系列涂层出厂试件加速腐蚀 10 个周期 (日历首翻期) 后, J8FS-PW-3100-1-13、J8FS-PW-3100-2-13 试件的腐蚀情况比较严重, 主要表现为抽钉和铆钉部位钉头表面和边缘涂层较大直径的不规则气泡、孔边开裂、剥落和基体腐蚀, 涂层基本失效, 但没有产生总体不可修理的涂层损伤。

(c) 13-2 系列涂层满足日历首翻期要求, 但是在日历首翻 10 年时会出现了明显的腐蚀损伤, 应将平尾下蒙皮抽钉和铆钉连接部位列入结构检查周期的检查部位, 特别是抽钉连接部位, 在检查周期 (出厂 5 年) 时可能会出现比较严重的腐蚀, 应进行中期腐蚀检查, 发现明显腐蚀之处应视情进行较大范围的腐蚀修理。进厂首翻时, 应认真进行腐蚀检查和修理。

b. TS70-1 系列涂层

(a) TS70-1 系列涂层出厂试件加速腐蚀 5 个周期后, J8FS-PW-3100-1-70 试件的腐蚀情况比较明显, 主要表现为抽钉和铆钉部位钉头表面涂层起泡、孔边涂层开裂、轻微的基体腐蚀, 连接孔边缘有少量的腐蚀产物出现。其腐蚀情况比 13-2 系列涂层略弱, 未发生严重的腐蚀损伤。

(b) TS70-1 系列涂层出厂试件加速腐蚀 10 个周期后, J8FS-PW-3100-1-70 试件的腐蚀情况相当, 腐蚀情况较明显。主要表现为抽钉和铆钉部位钉头表面的起泡和剥落现象及孔边开裂和轻微的基体腐蚀, 连接孔边缘有一定的腐蚀产物出现, 未发生严重的、不可修复的腐蚀损伤。

(c) TS70-1 系列涂层满足日历首翻要求, 但是在日历首翻 10 年时会出现了比较明显的腐蚀损伤, 应将平尾下蒙皮抽钉和铆钉连接部位列入结构检查周期的检查部位, 在检查周期 (出厂 5 年) 时, 进行中期腐蚀检查, 发现明显腐蚀之处进行局部腐蚀修理。进厂首翻时, 应认真进行腐蚀检查和修理。

c. TS96-71 系列涂层

(a) TS96-71 系列涂层出厂试件加速腐蚀 5 个周期后, J8FS-PW-3100-1-96 试件的腐蚀情况不明显, 主要表现为抽钉和铆钉部位钉头表面起泡、孔边开裂和轻微的基体腐蚀。其腐蚀情况比 TS70-1、13-2 系列涂层模拟试件腐蚀情况弱。

(b) TS96-71 系列涂层出厂试件加速腐蚀 10 个周期后, J8FS-PW-3100-1-96 试件的腐蚀情况不十分严重, 主要表现为抽钉和铆钉部位钉头表面的起泡、孔边开裂和钉头及孔边基体的轻微腐蚀。其腐蚀情况明显弱于同期 TS70-1、13-2 系列涂层模拟试件。

(c) TS96-71 系列涂层满足日历首翻要求, 为避免可能出现比较严重的腐蚀损伤, 可

以将平尾下蒙皮抽钉和铆钉连接部位列入结构检查周期的检查部位,在检查周期(出厂5年)时,进行中期腐蚀检查,若发现明显腐蚀之处进行局部腐蚀修理;进厂首翻时,应认真进行腐蚀检查和修理。

② 修理试件试验结果与分析

a. J8FS-PW-3100-1-96*(13-2)试件加速腐蚀5个周期后,铆钉连接部位主要表现为起泡、开裂和微量的腐蚀产物;抽钉连接部位比铆钉连接部位略为严重,主要表现为钉头表面和边缘涂层大面积起泡、开裂、轻微的基体腐蚀,连接孔边缘有少量的腐蚀产物出现,未发生严重的不可修复的腐蚀损伤。加速腐蚀9个周期后,铆钉连接部位腐蚀不明显,主要表现为起泡、开裂和少量腐蚀产物;抽钉连接部位腐蚀情况比较明显,主要表现为大面积起泡、开裂、基体腐蚀和少量腐蚀产物,未发生不可修复的腐蚀损伤出现比较明显的腐蚀损伤。

b. J8FS-PW-3100-1-96*(-70)试件加速腐蚀5个周期后,铆钉连接部位主要表现为起泡、开裂和微量的腐蚀产物;抽钉连接部位比铆钉连接部位略为严重,主要表现为钉头表面和边缘涂层大面积起泡、开裂、轻微的基体腐蚀,连接孔边缘有少量的腐蚀产物出现,未发生严重的不可修复的腐蚀损伤。加速腐蚀9个周期后,铆钉连接部位腐蚀不明显,主要表现为起泡、开裂和少量腐蚀产物;抽钉连接部位腐蚀情况比较明显,主要表现为大面积起泡、开裂、基体腐蚀和少量腐蚀产物,未发生不可修复的腐蚀损伤,但出现比较明显的腐蚀损伤。

c. 修理后 TS6-71 系列涂层满足修理至第2次大修的寿命要求,但是在日历9年时出现了明显的腐蚀损伤,应将平尾下蒙皮连接部位列入结构检查周期的检查部位,在检查周期(首翻后5年)时,进行中期腐蚀检查,发现明显腐蚀之处进行局部腐蚀修理;进厂第2次大修时,应认真进行腐蚀检查和修理。

d. 从飞机结构使用情况和维修出发,TS6-71系列修理涂层加速腐蚀9个周期不比13-2出厂涂层加速腐蚀10个周期的腐蚀情况明显严重,从而不必安排再次修理后的第3阶段试验,在第2次大修时进行认真修理,可以满足最后一个日历寿命间隔要求。

9.3.3 机身下蒙皮的试验情况与分析

9.3.3.1 模拟试件类型

根据现役歼8系列飞机涂层体系和即将使用的涂层体系,结合机身下蒙皮连接形式和修理方法,设计模拟试件形式如下。

(1) 出厂涂层模拟试件

采用现役飞机出厂时的涂层体系以及新生产和后续机种出厂时的防腐体系,模拟机身下蒙皮连接部位特点,考核出厂至首翻期间的防腐性能,称为出厂涂层模拟试件(简称出厂试件)。其蒙皮材料均为LY12CZ,共3种防护体系。具体见表9-33。

表 9-33 机身下蒙皮出厂试件

部位	编号	连接板材料	涂层	连接形式	试件数	总数
机身下蒙皮	J8FS-JS-03-13	LY12CZ	1号航空底漆+13-2面漆	铆接	28	30
	J8FS-JS-04*				2	

注：*表示大试件，试件宽度为小试件的2倍，具体尺寸如图9-8所示，其他试件尺寸同图9-5。

(2) 修理涂层模拟试件

(1) 中出厂试件加速腐蚀10个周期相当于10年首翻期后，按大修厂修理方案进行修理，考核修理后的防腐性能，称为修理涂层模拟试件（简称修理试件）。试件类型见表9-34。

表 9-34 机身下蒙皮修理试件

部位	编号	连接板材料	涂层	连接形式	试件数	总数
机身下蒙皮	J8FS-JS-03-70	LY12CZ	1号航空底漆+TS70-1面漆	铆接	10	20
	J8FS-JS-03-96		TB06-9底漆+TS96-71面漆		10	

9.3.3.2 试验安排

根据歼8系列飞机日历寿命要求和当量加速关系，机身下蒙皮模拟试件试验安排如下。

① 第1阶段试验

采用出厂试件，完成加速环境试验谱下10个周期的加速腐蚀试验。试验结束后，认真测试件腐蚀情况，列表记录各种试件的腐蚀结果，拍照，然后随机抽取一部分试件按大修厂修理方法进行腐蚀修理。

② 第2阶段试验

第2阶段试验包括：

- 出厂试件第11~19周期的加速腐蚀试验。
- 修理试件9个周期的加速腐蚀试验。

③ 对完成第2阶段试验的试件腐蚀情况进行分析，若认为再次修理后可以保证9个周期不发生影响安全与功能的严重腐蚀，则试验结束。否则应考虑安排再次修理后的第3阶段9个周期试验。

9.3.3.3 加速腐蚀试验

(1) 试验设备和条件

紫外线照射试验在UR2600紫外线老化试验箱中完成。试验装置如图9-30所示。箱体内的紫外线照射系统是由波长分别为256nm(4支, 40瓦/支)、300nm(4支, 40瓦/支)、365nm(12支, 40瓦/支)的紫外线灯和6kW的氙灯组成，分别安装在工作室箱体侧壁和四角。紫外线照射强度 $Q = 60 \pm 10 \text{ W/m}^2$ 。

低温疲劳试验在MTS800-500kN疲劳试验机上完成。

试验条件：温度 $T = -53 \pm 5^\circ\text{C}$ ，频率5Hz。应力水平为 $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min}) = (93, 9.3) \text{ MPa}$ 。其他条件与9.3.1.3(1)相同。



图 9-30 UR2600 紫外线老化试验箱

(2) 试验过程

试验过程同 9.3.1.3 (2)。

(3) 试验结果

① 出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的试验结果

由于大试件与小试件的腐蚀情况无明显差别, 没有区分大、小试件的腐蚀情况。

出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的腐蚀情况见表 9-35。图 9-31、图 9-32 分别为模拟试件腐蚀情况照片及显微镜下腐蚀部位的腐蚀形貌。

表 9-35 机身下蒙皮出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的腐蚀情况

出厂试件编号	出厂试件腐蚀情况
1	表面涂层光泽度明显降低, 正面 8 个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中 3 处起泡明显, 最大起泡直径约 3mm, 并有 4 处漆层脱落, 漆层脱落处有少量白色腐蚀产物, 金属基体呈暗灰色; 其他部位有 5 处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化、起皱和脱落现象
2	表面涂层光泽度明显降低, 正面 8 个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中 2 处起泡明显, 最大起泡直径约 1mm, 并有 3 处漆层脱落; 模拟件边缘部位有 3 处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化和起皱现象
3	表面涂层光泽度明显降低, 正面 8 个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中 5 处起泡明显, 最大起泡直径约 5mm, 并有 4 处漆层脱落, 漆层脱落处有少量白色腐蚀产物, 金属基体呈暗灰色; 其他部位有 2 处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化、起皱和脱落现象
4	表面涂层光泽度明显降低, 正面 8 个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中 4 处起泡明显, 最大起泡直径约 5mm, 并有 5 处漆层脱落, 漆层脱落处有少量白色腐蚀产物, 金属基体呈暗灰色; 其他部位有 5 处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化、起皱和脱落现象

续表 9-35

出厂试件编号	出厂试件腐蚀情况
5	表面涂层光泽度明显降低, 正面8个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中2处起泡明显, 最大起泡直径约1mm, 并有3处漆层脱落, 漆层脱落处有少量白色腐蚀产物, 金属基体呈暗灰色; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化、起皱和脱落现象
6	表面涂层光泽度明显降低, 正面8个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中3处起泡明显, 最大起泡直径约3mm, 并有3处漆层脱落, 漆层脱落处有少量白色腐蚀产物, 金属基体呈暗灰色; 其他部位有3处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化、起皱和脱落现象
7	表面涂层光泽度明显降低, 正面8个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中3处起泡明显, 最大起泡直径约2mm, 并有7处漆层脱落, 漆层脱落处有少量白色腐蚀产物, 金属基体呈暗灰色; 其他部位有4处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化、起皱和脱落现象
8	表面涂层光泽度明显降低, 正面8个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中4处起泡明显, 最大起泡直径约5mm, 并有4处漆层脱落, 漆层脱落处有少量白色腐蚀产物, 金属基体呈暗灰色; 起泡内涂层呈白色粉末状; 模拟件边缘部位有2处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化和起皱现象。4个铆钉正面出现变形
9	表面涂层光泽度明显降低, 正面8个铆钉孔周围都出现轻微起泡现象, 并都有不同程度的脱漆, 起泡基本聚集在铆钉孔的周围, 最大起泡直径约为1.5mm。部分铆钉孔缝隙明显加宽, 其中有4处铆钉出现轻微翘起, 铆钉孔周围有部分的腐蚀产物堆积。基体腐蚀现象不明显; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的起皱、脱落现象
10	表面涂层光泽度明显降低, 正面8个铆钉孔周围都明显出现了起泡现象, 最大起泡直径约5mm, 并有5处漆层脱落; 起泡内涂层呈白色粉末状; 模拟件边缘部位有7处漆层脱落, 漆层脱落处有少量白色腐蚀产物, 金属基体呈暗灰色; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化和起皱现象。4个铆钉正面出现变形
11	表面涂层光泽度明显降低, 正面8个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中3处起泡明显, 最大起泡直径约5mm, 并有6处漆层脱落; 起泡内涂层呈白色粉末状; 模拟件边缘部位有2处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化和起皱现象。4个铆钉正面出现变形
12	表面涂层光泽度明显降低, 正面8个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中7处起泡明显, 最大起泡直径约8mm, 并有5处漆层脱落; 起泡内涂层呈白色粉末状; 模拟件边缘部位有5处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化和起皱现象。4个铆钉正面出现变形
13	表面涂层光泽度明显降低, 正面5个铆钉孔周围都出现轻微起泡现象, 起泡直径不明显, 起泡基本上聚集在铆钉孔的周围。部分铆钉孔缝隙加宽, 其中有6处出现不明显的漆层脱落, 其中有4处铆钉出现轻微翘起, 铆钉孔周围有部分的腐蚀产物堆积。基体腐蚀现象不明显; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的脱落现象

续表 9-35

出厂试件编号	出厂试件腐蚀情况
14	表面涂层光泽度明显降低, 正面8个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中6处起泡明显, 最大起泡直径约3mm, 并有5处漆层脱落; 模拟件边缘部位有5处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化和起皱现象。4个铆钉正面出现变形
15	表面涂层光泽度明显降低, 正面8个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中4处起泡明显, 最大起泡直径约5mm, 并有4处漆层脱落, 漆层脱落处有少量白色腐蚀产物, 金属基体呈暗灰色; 起泡内涂层呈白色粉末状; 模拟件边缘部位有2处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化和起皱现象。3个铆钉正面出现变形
16	表面涂层光泽度明显降低, 正面8个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中7处起泡明显, 最大起泡直径约5mm, 并有5处漆层脱落; 起泡内涂层呈白色粉末状; 模拟件边缘部位有7处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化和起皱现象。3个铆钉正面出现变形
17	表面涂层光泽度明显降低, 正面8个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中5处起泡明显, 最大起泡直径约4mm, 并有3处漆层脱落, 漆层脱落处有少量白色腐蚀产物, 金属基体呈暗灰色; 起泡内涂层呈白色粉末状; 其他部位有4处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化、起皱和脱落现象
18	表面涂层光泽度明显降低, 正面8个铆钉孔周围都明显出现了起泡现象, 其最大起泡直径约3mm, 并有6处漆层脱落, 漆层脱落处有少量白色腐蚀产物, 金属基体呈暗灰色; 起泡内涂层呈白色粉末状; 模拟件边缘部位有3处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化和起皱现象。4个铆钉正面出现变形
19	表面涂层光泽度明显降低, 正面8个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中5处起泡明显, 最大起泡直径约6mm, 并有3处漆层脱落, 漆层脱落处有少量白色腐蚀产物, 金属基体呈暗灰色; 起泡内涂层呈白色粉末状; 模拟件边缘部位有4处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化和起皱现象
20	表面涂层光泽度明显降低, 正面8个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中7处起泡明显, 最大起泡直径约4mm, 并有3处漆层脱落, 漆层脱落处有少量白色腐蚀产物, 金属基体呈暗灰色; 起泡内涂层呈白色粉末状; 模拟件边缘部位有5处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化和起皱现象。2个铆钉正面出现变形
21	表面涂层光泽度明显降低, 正面8个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 起泡现象基本上聚集在铆钉孔的周围, 最大起泡直径约为1.5mm。铆钉孔缝隙明显加宽, 其中有6处漆层脱落, 有2处铆钉出现轻微翘起, 铆钉孔周围有部分的腐蚀产物堆积。基体腐蚀现象不明显; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化、脱落现象
22	表面涂层光泽度明显降低, 正面6个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 起泡基本上聚集在铆钉孔的周围, 最大起泡直径约为2.5mm。铆钉孔缝隙明显加宽, 其中有5处漆层脱落, 有4处铆钉出现轻微翘起, 铆钉孔周围有部分的腐蚀产物堆积。基体腐蚀现象不明显; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化、起皱和脱落现象
23	表面涂层光泽度明显降低, 正面6个铆钉孔周围都出现轻微起泡现象, 起泡基本上聚集在铆钉孔的周围, 最大起泡直径约为1mm。铆钉孔缝隙明显加宽, 其中有6处出现不同程度的漆层脱落, 有4处铆钉出现轻微翘起, 铆钉孔周围有部分的腐蚀产物堆积。基体腐蚀现象不明显; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的脱落现象

续表 9-35

出厂试件编号	出厂试件腐蚀情况
24	表面涂层光泽度明显降低, 正面 5 个铆钉孔周围都出现轻微起泡现象, 起泡基本上聚集在铆钉孔的周围, 最大起泡直径约为 1mm。部分铆钉孔缝隙明显加宽, 其中有 5 处出现不同程度的漆层脱落, 有 3 处铆钉出现轻微翘起, 铆钉孔周围有部分的腐蚀产物堆积。基体腐蚀现象不明显; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的起皱、脱落现象
25	表面涂层光泽度明显降低, 正面 8 个铆钉孔周围都出现轻微起泡现象, 起泡基本上聚集在铆钉孔的周围。部分铆钉孔缝隙加宽, 其中有 6 处出现不同程度的漆层脱落, 其中有 1 处铆钉突出严重, 铆钉孔周围有部分的腐蚀产物堆积。基体腐蚀现象不明显; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的脱落现象
26	表面涂层光泽度明显降低, 正面 6 个铆钉孔周围都出现轻微起泡现象, 起泡直径不明显, 起泡基本上聚集在铆钉孔的周围。部分铆钉孔缝隙加宽, 有 6 处出现不明显的漆层脱落, 其中有 5 处铆钉出现轻微翘起, 铆钉孔周围有部分的腐蚀产物堆积。基体腐蚀现象不明显; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的脱落现象
27	表面涂层光泽度明显降低, 正面 7 个铆钉孔周围都出现不同程度的起泡现象, 起泡基本上聚集在铆钉孔的周围, 其中有 2 个铆钉表面几乎全部被鼓起的泡覆盖。部分铆钉孔缝隙加宽, 其中有 7 处出现不同程度的漆层脱落, 其中有 6 处铆钉出现轻微翘起, 铆钉孔周围有部分的腐蚀产物堆积。基体腐蚀现象不明显; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的脱落现象
28	表面涂层光泽度明显降低, 正面 16 个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中 9 处起泡明显, 最大起泡直径约 4mm, 并有 6 处漆层脱落, 漆层脱落处有少量白色腐蚀产物, 金属基体呈暗灰色; 起泡内涂层呈白色粉末状; 模拟件边缘部位有 1 处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化和起皱现象。9 个铆钉正面变形
29	表面涂层光泽度明显降低, 正面 16 个铆钉孔周围都出现了起泡现象, 其中 7 处起泡明显, 最大起泡直径约 5mm, 并有 5 处漆层脱落, 漆层脱落处有少量白色腐蚀产物, 金属基体呈暗灰色; 起泡内涂层呈白色粉末状; 模拟件边缘部位有 3 处漆层脱落; 背面锌黄色漆基本上失去光泽, 铆钉头周围涂层有明显的粉化和起皱现象。4 个铆钉正面出现变形

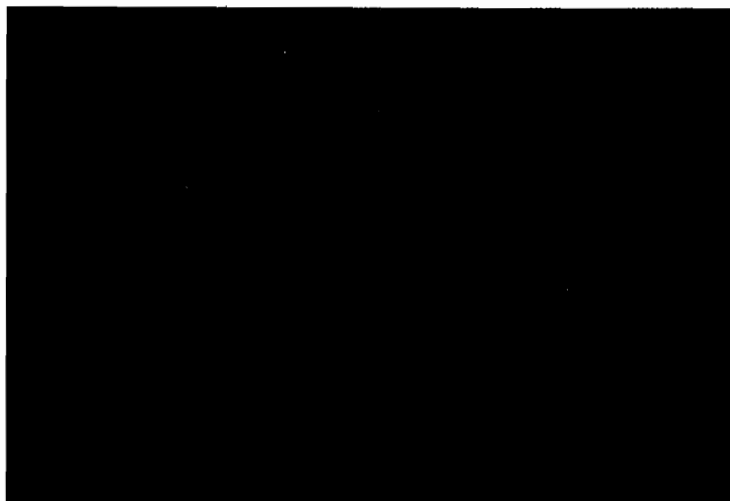
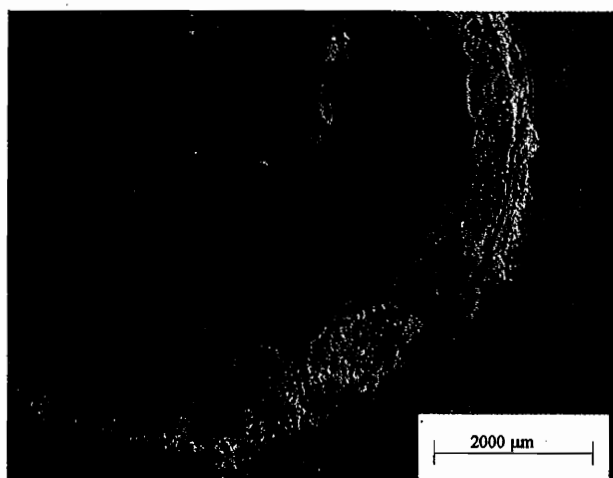


图 9-31 机身下蒙皮出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的表面特征



9-32 显微镜下机身下蒙皮出厂试件加速腐蚀 10 个周期后的腐蚀形貌

由图可以看出, 歼8系列飞机机身下表面蒙皮铝铆钉紧固件连接区的主要破坏形式为铝铆钉周围的起泡现象, 部分铝铆钉周围出现漆层脱落, 漆层脱落处堆积有少量白色腐蚀产物, 涂层下金属基体呈暗灰色。除试件表面涂层光泽度明显降低外, 涂层的防护作用基本完好。

② 出厂试件加速腐蚀 19 个周期后的试验结果

图 9-33、图 9-34 给出了加速腐蚀 19 个周期后的出厂试件表面形貌及局部腐蚀特征。与加速腐蚀 10 个周期试件相比, 加速腐蚀 19 个周期后的试件表面失色严重, 光泽度明显降低。铆钉孔周围漆层起泡、粉化面积增加, 漆层脱落更加明显, 涂层破坏处白色腐蚀产物堆积量明显增加, 连接件上铆钉头部分粉化明显。但整体来看, 原防护体系下加速腐蚀 19 个周期后, 试件除铆钉孔周围涂层起泡外, 大部分涂层防护状态完好, 虽出现部分漆层脱落现象, 但脱落处金属基体基本上没有出现腐蚀现象。由此可以得出, 对于因故不能及时大修的飞机, 在外场服役过程中及时对破坏部位进行局部腐蚀修理与维护, 适当延长飞机的进厂大修时间是完全允许的。

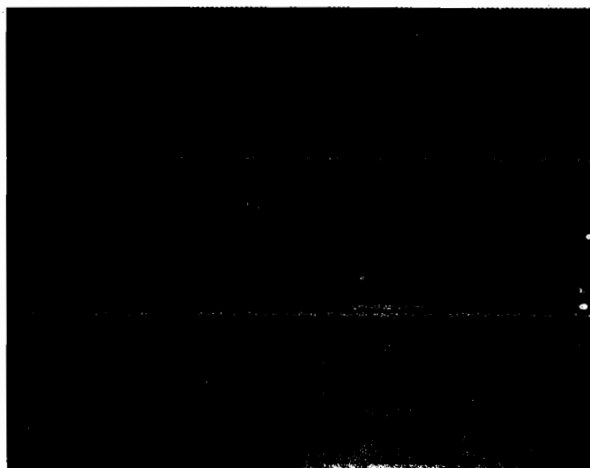


图 9-33 机身下蒙皮出厂试件加速腐蚀 19 个周期后的表面特征

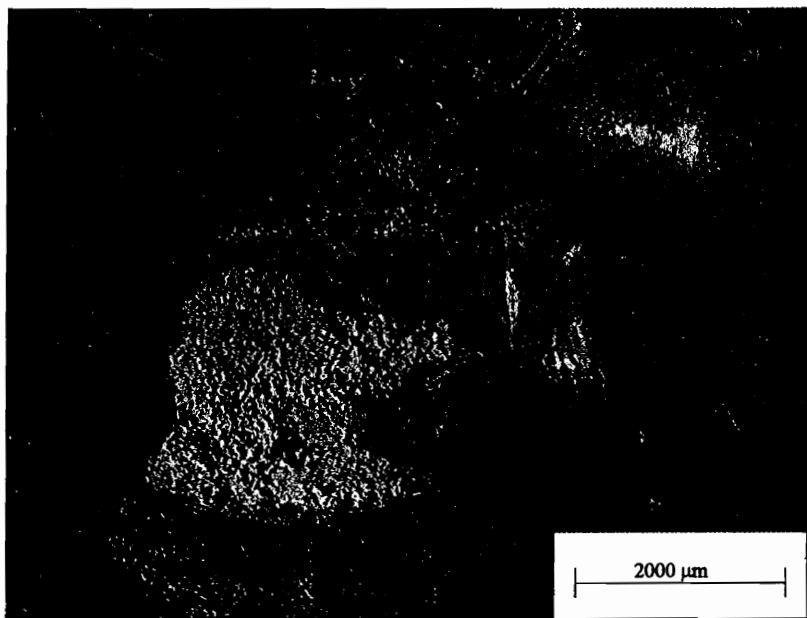


图 9-34 机身下蒙皮出厂试件加速腐蚀 19 个周期后的局部腐蚀形貌

③ 修理试件试验情况

出厂试件完成 10 个试验周期后，按照首次大修技术要求对试件进行腐蚀修理。修理后的试件采用 1 号航空底漆 + TS70-1 和 TB06-9 + TS96-71 两种防护体系。对腐蚀修理后的试件进行 9 个周期的实验室加速腐蚀试验。腐蚀情况见表 9-29，腐蚀情况照片如图 9-35 ~ 图 9-41 所示。

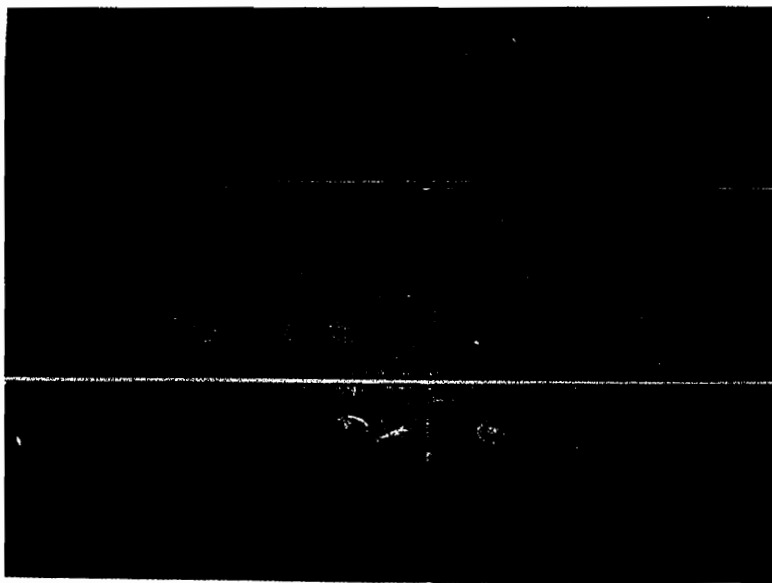


图 9-35 1 号航空底漆 + TS70-1 防护体系下加速腐蚀 2 个周期后修理试件表面特征



图 9-36 TB06-9 + TS96-71 防护体系下加速腐蚀 2 个周期后修理试件表面特征

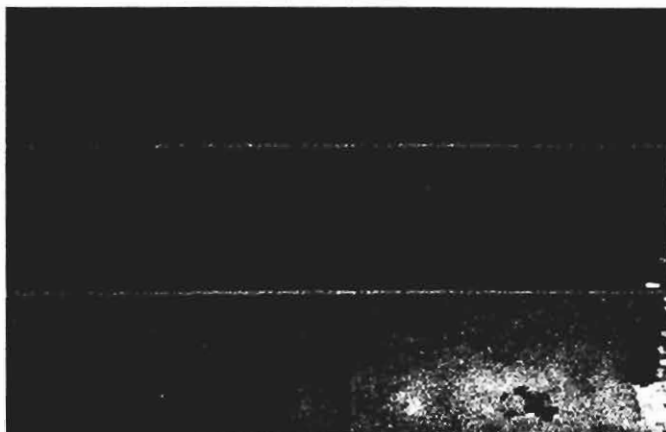


图 9-37 1 号航空底漆 + TS70-1 防护体系下加速腐蚀 9 个周期后修理试件表面特征

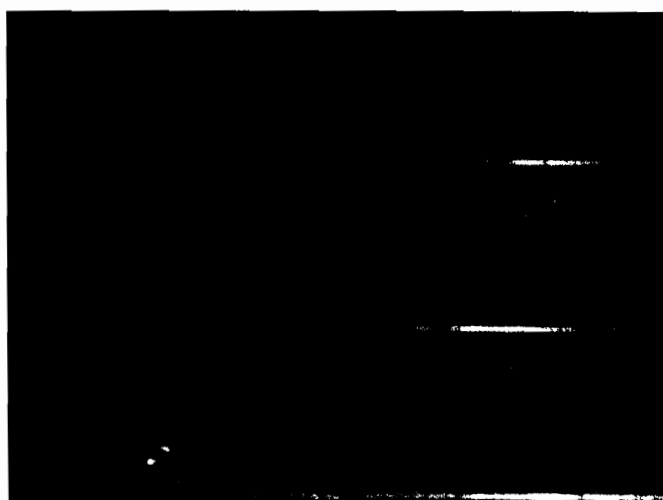


图 9-38 TB06-9 + TS96-71 防护体系下加速腐蚀 9 个周期后修理试件表面特征

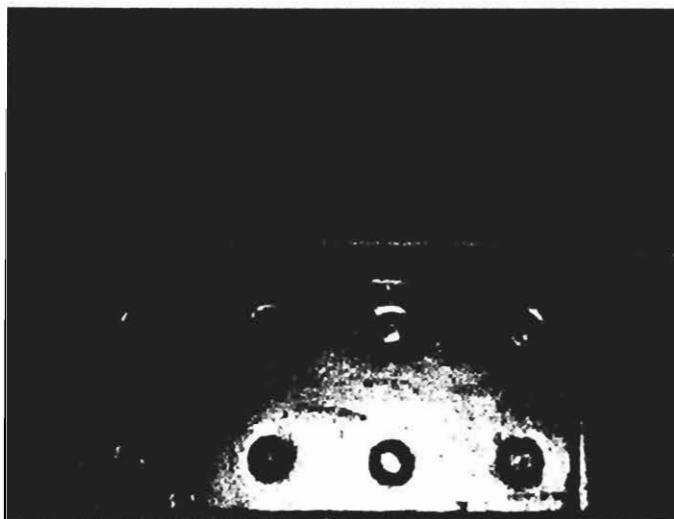
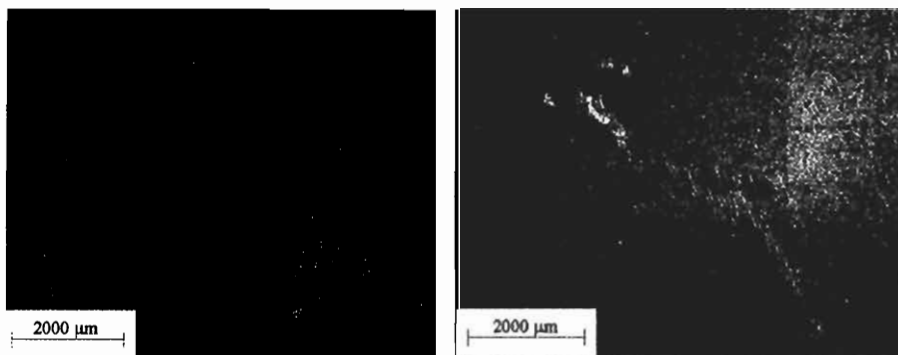


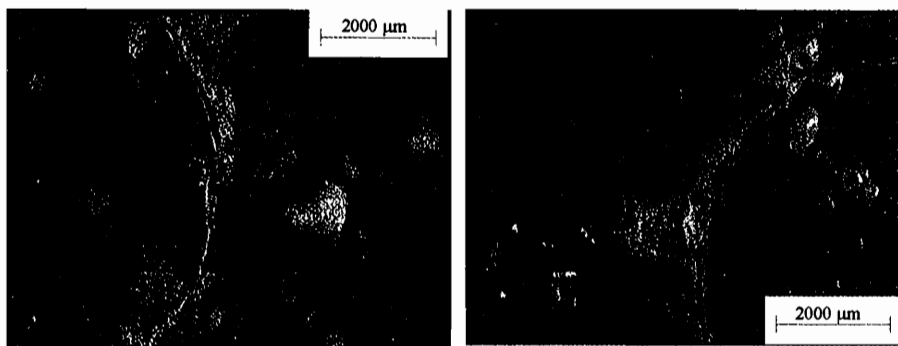
图 9-39 加速腐蚀 9 个周期后两种防护体系下的修理试件连接件表面特征



(a) 1 号航空底漆 + TS70-1 面漆

(b) TB06-9 底漆 + TS96-71 面漆

图 9-40 第 1 次大修后的修理试件加速腐蚀 2 个周期后的腐蚀形貌



(c) 1 号航空底漆 + TS70-1 面漆

(d) TB06-9 底漆 + TS96-71 面漆

图 9-41 第 1 次大修后的修理试件加速腐蚀 9 个周期后的腐蚀形貌

由图可以看出, 第 1 次大修后的两种防护体系下, 加速腐蚀 2 个周期后, 试件表面涂

层光泽度略有降低,个别试件铆钉孔周围出现轻微的涂层起皱现象。随着加速腐蚀试验周期的增加,试件表面涂层失色现象越来越明显,铆钉孔周围涂层的破坏情况也越来越严重。继续加速腐蚀9个试验周期后,表面出现大量的涂层起泡现象,部分试件铆钉孔周围涂层破坏。

整体来看,第1次大修后的试件在完成所规定的9个加速腐蚀试验周期后,除涂层表面光泽度明显降低和部分漆层出现翘起、脱落外,大部分试件涂层没有出现明显老化失效现象,涂层防护效果较好,金属基体结构没有出现明显的腐蚀损伤。

(4) 试验结果与分析

① 出厂试件试验结果与分析

a. 加速腐蚀10个周期后,试件主要表现为铝铆钉周围的漆层起泡现象,部分铝铆钉周围出现漆层脱落,漆层脱落处堆积有少量白色腐蚀产物,涂层下金属基体呈暗灰色。大部分试件除表面涂层光泽度明显降低外,涂层的防护作用基本完好。

b. 加速腐蚀19个周期后,试件除铆钉孔周围涂层起泡外,大部分涂层防护状态完好,虽出现部分漆层脱落现象,但脱落处金属基体基本上没有出现严重腐蚀现象。

c. 出厂涂层满足10年日历首翻期要求,在日历首翻10年未出现明显的腐蚀损伤。对于因故不能及时大修的飞机,在外场服役过程中及时对破坏部位进行局部腐蚀修理与维护,适当延长飞机的进厂大修时间是完全允许的。

② 修理试件试验结果与分析

a. 1号航空底漆+TS70-1和TB06-9+TS96-71两种防护体系的修理试件经9个周期的加速腐蚀试验后,试件表面涂层光泽度明显降低,铆钉周围涂层出现了起泡现象,个别钉头处涂层出现脱落现象,露出底漆。极严重处出现轻微蚀坑。

b. 首翻修理后满足9年日历修理间隔要求,第2次大修后满足9年日历修理间隔要求。

③ 总结

a. 上述出厂试件和修理试件加速腐蚀试验结果表明,满足10年首翻和首翻后9年的寿命要求。

b. 出厂试件加速腐蚀19年未产生严重的腐蚀损伤,修理试件加速腐蚀9年也未产生不可修复的腐蚀损伤,说明再次修理后能满足寿命要求。

9.4 日历寿命体系评定

9.4.1 机翼下蒙皮的日历寿命体系评定结论与腐蚀修理方案

(1) 歼8Ⅱ型飞机和后续机种

2000年2月前出厂的歼8Ⅱ型飞机涂层为1号航空底漆+13-2面漆;2000年2月起出厂的歼8ⅡA型飞机涂层为1号航空底漆+TS70-1聚氨酯无光磁漆;以后出厂的歼8H

型、歼8F型飞机涂层则将改为TB06-9底漆+TS96-71含氟聚氨酯磁漆。

① 在首翻及第2次大修时均采用全面褪漆、局部腐蚀修理及重新涂漆的修理方案,修理涂层采用TB06-9底漆+TS96-71涂层体系。

② 将该部位列入结构检查周期的检查部位,在检查周期(修理间隔的一半)时,对其进行腐蚀检查。发现明显腐蚀之处进行局部褪漆、打磨蚀坑和重新涂漆的修理。

(2) 歼8白天型和歼8I型飞机

歼8白天型和歼8I型飞机出厂时机身、机翼、平尾蒙皮的涂层均为1号航空底漆+13-2面漆,1998年前大修的涂层为X06-1+TB06-9底漆+13-2面漆,而1998年后大修的涂层改为X06-1+TB06-9底漆+TS96-71磁漆。后续大修的修理方案为:

① 第2次大修及少数首翻的歼8白天型、歼8I型飞机均采用全面褪漆、局部腐蚀修理、重新涂层的修理方案,修理涂层采用TB06-9底漆+TS96-71磁漆涂层体系。

② 将该部位列入结构检查周期的检查部位,在检查周期(修理间隔的一半)时,对其进行腐蚀检查,对明显腐蚀部位作重新涂漆的修理。

(3) 腐蚀修理步骤

① 局部去(褪)漆。

② 去除腐蚀。

③ 清洗。

④ 烘干。

⑤ 涂底漆。

⑥ 涂面漆。

详见参考文献[9-5]。

9.4.2 平尾下蒙皮的日历寿命体系评定结论与腐蚀修理方案

(1) 歼8II型飞机和后续机种

其出厂涂层的更改情况同机翼下蒙皮。

① 在首翻及第2次大修时均采用全面褪漆、局部腐蚀修理、重新涂漆的修理方案,修理涂层采用TB06-9底漆+TS96-71涂层体系。

② 将该部位列入结构检查周期的检查部位,进行腐蚀检查与必要的局部腐蚀修理,特别是出厂采用13-2系列涂层的抽钉连接部位,首翻前的检查周期中可能会出现比较严重的腐蚀,应视情进行较大范围的腐蚀修理。

(2) 歼8白天型和歼8I型飞机

其出厂及已大修的涂层情况同机翼下蒙皮。

① 第2次大修及少数首翻的歼8白天型、歼8I型飞机均采用全面褪漆、局部腐蚀修理、重新涂漆的修理方案,修理涂层采用TB06-9底漆+TS96-71磁漆涂层体系。

② 将该部位列入检查周期的检查部位,进行腐蚀检查和必要的局部腐蚀修理,特别是抽钉连接部位,对明显腐蚀部位作重新涂漆的修理。

(3) 腐蚀修理步骤

同9.4.1(3)。

9.4.3 机身下蒙皮的日历寿命体系评定结论与腐蚀修理方案

(1) 歼8Ⅱ型飞机和后续机种

其出厂涂层的更改情况同机翼下蒙皮。

① 在首翻及第2次大修时均采用全面褪漆、局部腐蚀修理、重新涂漆的修理方案，修理涂层采用TB06-9底漆+TS96-71涂层体系。

② 将该部位列入结构检查周期的检查部位，进行腐蚀检查与必要的局部腐蚀修理。

(2) 歼8白天型和歼8Ⅰ型飞机

其出厂及已大修的涂层情况同机翼下蒙皮。

① 第2次大修及少数首翻的歼8白天型、歼8Ⅰ型飞机均采用全面褪漆、局部腐蚀修理、重新涂漆的修理方案，修理涂层采用TB06-9底漆+TS96-71磁漆涂层体系。

② 将该部位列入检查周期的检查部位，进行腐蚀检查和必要的局部腐蚀修理。

(3) 腐蚀修理步骤

同9.4.1(3)。

参考文献

- [9-1] 刘文琰, 李玉海等. 飞机结构日历寿命体系评定技术. 北京: 航空工业出版社, 2004
- [9-2] 李玉海, 姜军等. 歼×系列飞机腐蚀关键部位紫外线辐射量估算. 第六〇一研究所技术报告, 2000
- [9-3] Robert N Miller, R L Schuessler. Predicting Service Life of Aircraft Coatings in Various Environments. Corrosion, 1989, (4): 12~21
- [9-4] GB 9277—88 色漆涂层老化的评价
- [9-5] 姜军等. 歼8系列飞机结构维护修理大纲. 第六〇一研究所技术报告, 2004

第10章 歼8系列飞机机翼1梁耳片的应力腐蚀控制

10.1 引论

10.1.1 结构形式与关键危险部位概述

10.1.1.1 结构形式

歼8系列飞机机翼1梁在机翼中的位置如图10-1所示。在机翼结构中,机翼1梁与2梁前段、边肋、前长桁2段、第17前肋、斜隔板及上下壁板组成密封前油箱,与2梁、主梁、4梁及后长桁与前长桁共同承担翼面的气动载荷以及前油箱中的持续压力载荷。

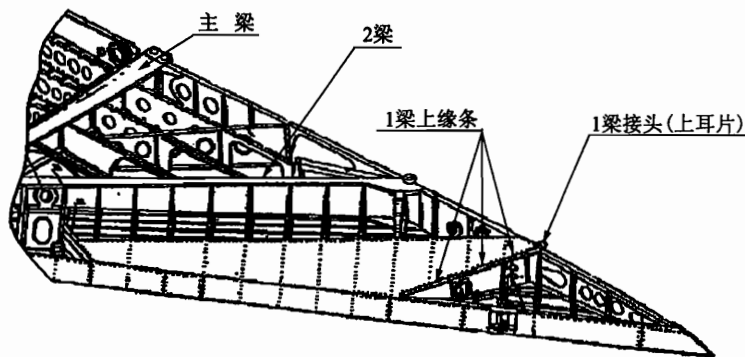


图10-1 歼8系列飞机机翼1梁位置示意图

机翼1梁与机身29框对接,在机翼结构中承担5%的机翼总弯矩(A情况,即最大过载情况)。

歼8Ⅱ型飞机之前(含歼8Ⅱ型飞机)各型飞机的机翼1梁由LC4CS模锻件制造,以后生产的各型飞机由LC4CS模锻件改为LC9CGS3模锻件制造。如图10-2所示。梁的剖面形状为槽形,梁的上缘条平直段宽度为50mm,厚度为5mm,下缘条平直段宽度为32mm,厚度为7.5mm,腹板厚度为3mm。出厂时按GJB 1057—90检查梁体的电导率,100%荧光检查,阳极化,在非油箱区涂1号航空底漆。

机翼1梁头部如图10-2所示。图中括号里标注的尺寸为改进后在以后生产的各型飞机上实施的尺寸。歼8白天型、歼8Ⅰ型、歼8Ⅱ型飞机的上耳片厚23mm,端部最小边距11mm,下耳片厚25mm,端部最小边距17mm。上、下耳片的衬套材料为30CrMnSiNi2A,内径18mm,壁厚3mm。

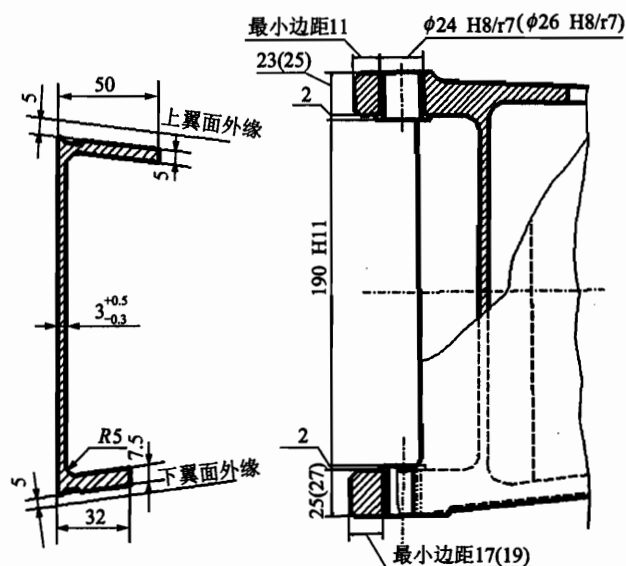


图 10-2 歼 8 系列飞机机翼 1 梁剖面形状示意图

10.1.1.2 关键危险部位

① 由结构特征可见，机翼 1 梁梁体截面积最小处为梁接头的上、下耳片。因此该处局部应力远高于梁体的其他部分。

② 歼 8 I 型某架飞机在部队服役 18 年后，总飞行时间 1318h，1714 起落，经历过一次大修，于 2003 年 5 月发现右机翼 1 梁接头下耳片航后位置发生断裂，如图 10-3 所示。

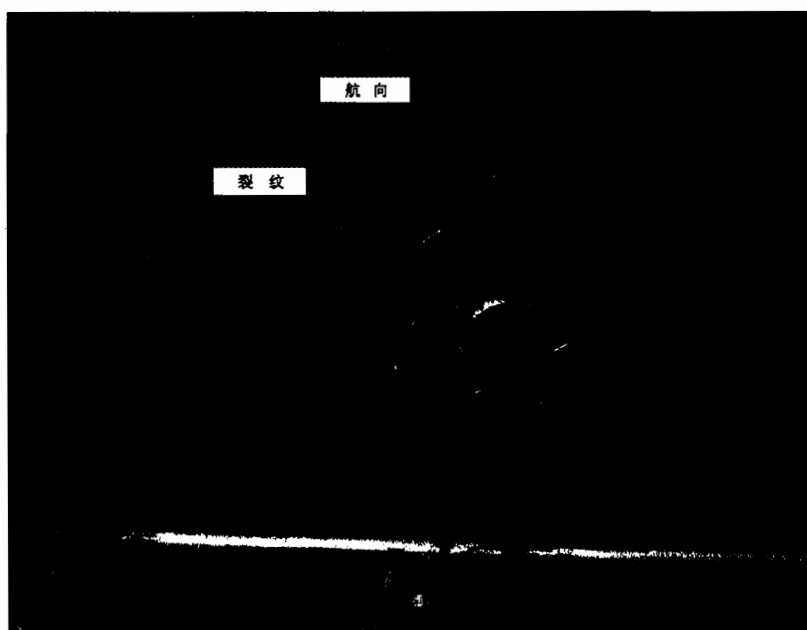


图 10-3 歼 8 I 型某飞机右翼 1 梁接头下耳片断裂情况（仰视）

③ 由此确定, 歼 8 白天型、歼 8 I 型、歼 8 II 型及后续机型机翼 1 梁的关键危险部位为梁接头的上、下耳片, 而且下耳片的破坏概率远高于上耳片。

10.1.2 关键部位的腐蚀源与腐蚀损伤形式

10.1.2.1 腐蚀源

① 机翼 1 梁与机身 29 框对接处被上、下翼面的整流包皮覆盖。因整流包皮的安装不是封闭式密封结构, 外部雨水虽不能直接进入头部连接耳片处, 但凝露、潮湿空气仍会存在于头部连接耳片周围。因此, 1 梁头部连接耳片处的腐蚀环境是由机身—机翼接合部空腔的潮湿空气的环境作用而产生的。

② 由于飞机停放时, 与主起落架舱相通的机身—机翼接合部空腔内与外部自然环境相同, 而且空腔内的空气随外界空气的运动有一定流动, 但这一空腔自主起落架舱延伸至机翼 1 梁与机身 29 框对接处已越来越窄, 因此空腔狭窄处的空气流动性远低于主起落架舱处, 致使在机翼 1 梁与机身 29 框对接处形成的含盐雾及酸性气体的潮湿空气环境不能及时随外部自然环境的空气对流而排除, 导致 1 梁头部连接耳片处于含盐雾及酸性气体的潮湿空气环境中。

③ 综上所述, 机翼 1 梁与机身 29 框对接处的主要腐蚀因素为含微量盐雾及酸性气体的潮湿空气。

10.1.2.2 腐蚀损伤形式

对外场和大修厂使用一定年限的歼 8 系列飞机腐蚀情况的检查表明, 机翼 1 梁头部连接耳片处的主要腐蚀形式是衬套锈蚀、衬套壁与耳片孔壁之间的点蚀, 它们主要源于间隙腐蚀。

由 10.1.1.2 中所述的现役飞机机翼 1 梁接头下耳片断裂情况分析, 裂纹起源于耳片上表面倒角附近区域, 源区附近区域存在明显的腐蚀。断口源区存在 $10\text{mm} \times 4\text{mm}$ 的沿晶断裂特征区, 腐蚀坑区域存在腐蚀介质。经断口分析, 下耳片裂纹为应力腐蚀开裂导致的宏观裂纹。

10.2 局部环境

机翼 1 梁接头耳片处的环境情况与 3.2 节机翼主梁的日历寿命体系评定中的局部环境及环境谱相同。

10.3 应力腐蚀控制

10.3.1 应力腐蚀原因分析

10.3.1.1 环境

如前所述, 机翼 1 梁接头耳片不可避免地工作在含微量盐雾及酸性气体的空气环境

中。当耳片与衬套结合处表面的防护漆层逐渐被破坏时,耳片与衬套的结合缝隙将逐渐暴露在含微量盐雾及酸性气体的空气环境中。而随着飞机使用中交变载荷导致的耳片与衬套间微量的相对运动,使得含微量盐雾及酸性气体的有害元素逐渐进入耳片与衬套的结合缝隙,并在这一缝隙中积聚。

10.3.1.2 应力

歼 8 II 型飞机以前的各机型耳片的基本尺寸如图 10-4 所示。

歼 8 系列飞机机翼 1 梁接头耳片处的设计情况为 A 情况。由接头弯矩算得的下耳片拉伸正应力(图 10-4 中锻件长向应力)为 335MPa(歼 8 II 型以前的各机型)。

分别用强度计算原则中的方法及有限元法计算 1 梁接头下耳片由于过盈量产生的长向与高向的残余应力,见表 10-1。与其长向、高向相比,横向的残余应力极低,未作计算。歼 8 系列各型飞机机翼 1 梁接头下耳片及衬套的材料、设计装配过盈量、剩余强度值也列在表 10-1 中。

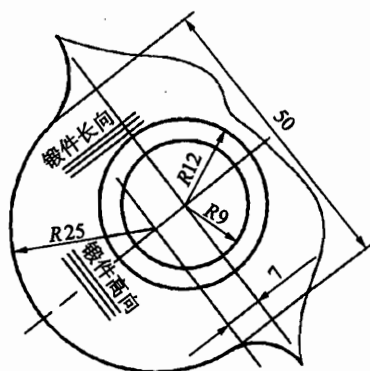


图 10-4 耳片的基本尺寸

表 10-1 歼 8 各型飞机 1 梁下耳片过盈量及残余应力

			歼 8 白天型 / I 型	歼 8 II 型	以后各型
耳片材料			LC4CS 模锻	LC4CS 模锻	LC9CGS3 模锻
衬套材料			30CrMnSiNi2A	30CrMnSiNi2A	30CrMnSiNi2A
过盈量 (mm)			0.021~0.087	0.015~0.04	0.015~0.04
σ_{scc} (长向/高向) (MPa)			241/48	241/48	344/330
剩余强度			$\eta = 1.05$	$\eta = 1.05$	$\eta = 1.23$
残余应力	长向	手册方法	34.61~143.3	24.7~65.9	22.2~59.2
		有限元法	31.2~129	22.3~59.3	
	高向	手册方法	30.9~128	22.1~58.8	20.1~53.7
		有限元法			

对应自由锻长向、横向与高向的应力腐蚀门槛值 σ_{scc} 分别为 241MPa、173MPa 与 48MPa。

耳片的锻件流线条向与横向残余应力值均未超出材料长向与横向的应力腐蚀门槛值。仅高向残余应力值超出了材料高向的应力腐蚀门槛值。

10.3.1.3 材料

由表 10-1 中可见,歼 8 白天型、歼 8 I 型、歼 8 II 型飞机的机翼 1 梁的梁体材料均为 LC4CS 铝合金模锻件,对应应力腐蚀比较敏感。以后各型飞机改为 LC9CGS3 铝合金模锻件。机翼 1 梁接头耳孔衬套的材料均为 30CrMnSiNi2A 结构钢。衬套在安装前进行了阳极化处理。梁体喷涂 H06-2 锌黄色底漆及 13-2 面漆。尽管如此,当衬套的阳极化防护层划

伤或在使用中因微动磨蚀而破损时, 由于两种材料的电蚀作用, 加之腐蚀介质的存在, 在工作应力与残余应力的共同作用下, 衬套与耳孔之间的应力腐蚀仍有可能发生。

10.3.2 现役飞机的应力腐蚀控制

10.3.2.1 检查方法及要求

① 结合换季工作, 对外场飞机机翼 1 梁下耳片进行检查, 卸下机翼—机身对接处的整流包皮, 用目视 (包括使用放大镜) 的方法检查下耳片可视部分是否存在腐蚀及裂纹。下耳片外观如图 10-5 所示。图中标出的 A、B、C 处均为可能发现裂纹处, 检查时应重点关注。在检查中仔细观察耳片表面有无漆层脱落及腐蚀情况。

② 要求修理厂将耳片腐蚀防护和裂纹检测列为关键工序进行控制。对于进入大修的歼 8 各型飞机, 应在退出耳孔衬套后对 1 梁下耳片用渗透、着色等检查方法进行无损探伤检查, 仔细观察孔边缘及孔壁的损伤情况。

10.3.2.2 退出衬套的专用设备

在修理厂大修时, 推荐使用的安全退出衬套的专用设备。退出耳孔衬套后, 对 1 梁下耳片用渗透、着色等检查方法进行有效的检查。

(1) 退出衬套设备的工作原理

歼 8 系列飞机机翼翼梁接头与衬套之间是过盈配合, 拆卸衬套原理上可采用冲击法和静力拉拔两种方式。冲击法拆卸衬套简单、快捷, 但瞬间冲击力较大, 工具和衬套在退出过程中可能对梁接头及梁接头耳片孔壁造成伤害, 因此不宜采用冲击法拆卸衬套。采用静力拉拔方式, 保证作用力与孔轴线一致, 使衬套在相对耳片运动时比较缓慢、匀速, 无冲击力, 可避免孔壁划伤, 也不会伤及梁接头。同时, 工具结构简单, 使用安全可靠。

采用拉拔丝杠加手动驱动螺母的方案, 辅以运动限位和防护装置。通过螺母驱动, 将其旋转运动转换为拉拔丝杠与衬套的直线运动, 可使衬套相对于耳片的滑动缓慢、匀速, 无冲击力, 可避免孔壁划伤。因此确定用拉拔丝杠加手动驱动螺母的方案作为本设备机械部分的工作原理方案。机械部分工作原理示意图如图 10-6 所示。

如果干涉量较大, 单纯依靠静力驱动来退出衬套, 驱动系统的运动就比较困难, 衬套退出时还可能造成耳片孔壁轻微划伤。因此应预先采取减小衬套与耳片过盈量的措施, 然后再拆卸衬套。由于梁接头耳片与衬套的材料不同, 热膨胀系数不一样, 可采用改变温度的方式减小配合面之间的过盈量, 使衬套退出更容易。

翼梁接头耳片及衬套材料的热膨胀系数见表 10-2。

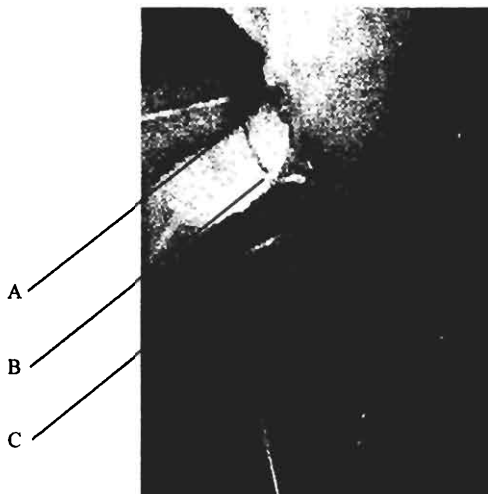


图 10-5 1 梁下耳片外观

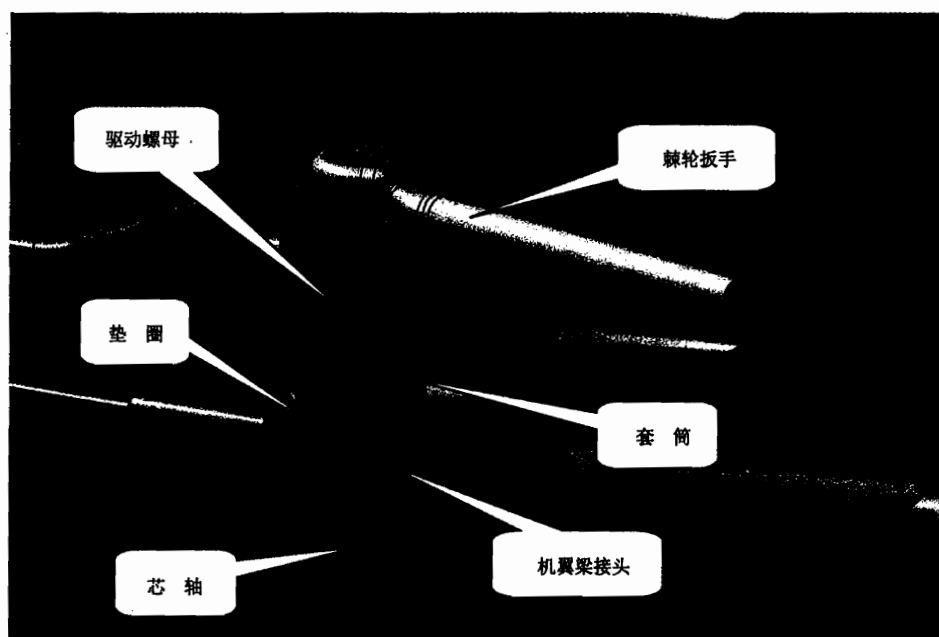


图 10-6 退出衬套设备机械部分工作原理示意图

表 10-2 歼 8 系列飞机机翼梁材料膨胀系数

零 件	飞机型号	材 料	温度(℃)	膨胀系数(℃ ⁻¹)
1、2、4 梁	歼 8、歼 8 I、歼 8 II	LC4CS	20~100	$\alpha = 23.1 \times 10^{-6}$
	后续机种	LC9CGS3	20~100	$\alpha = 23.6 \times 10^{-6}$
衬 套	歼 8、歼 8 I	30CrMnSiA	20~100	$\alpha = 11 \times 10^{-6}$
	歼 8 II、后续机种	30CrMnSiNi2A	20~100	$\alpha = 11.37 \times 10^{-6}$

由表 10-2 中的数据可见, 铝合金的膨胀系数比钢大 1 倍多, 所以用加热的办法可以减小衬套与梁耳片之间的过盈量。

以 1 梁下耳片为例:

1 梁下耳片孔与衬套配合为过盈配合 ($\phi 24 \frac{H8}{x8}$), 过盈量为 0.014~0.087mm。假设室温为 20℃, 加热到 120℃, 保温 10min 后开始操作, 过盈变化为

$$\Delta d = 24(23 - 11) \times 10^{-6} \times (120 - 20) = 0.0288(\text{mm})$$

加热后过盈量为 -0.0148~0.0582mm, 这样可使衬套退出比较容易。经权衡利弊, 确定采用热传导方式加热。

(2) 退出衬套设备简介

设备大体可分为机械系统、加热系统及温度控制系统三部分 (如图 10-7 所示)。

由于 1、2、4 梁接头的尺寸差异较大, 机械系统和加热系统无法通用, 需对应配备三套机械及加热系统, 温度控制系统可以通用。拆卸衬套时, 需用 1 把通用棘轮扳手旋转驱动螺母, 实现快速拆卸, 同时, 需用 1 把固定套筒扳手防止转动螺母时芯轴跟随旋转。

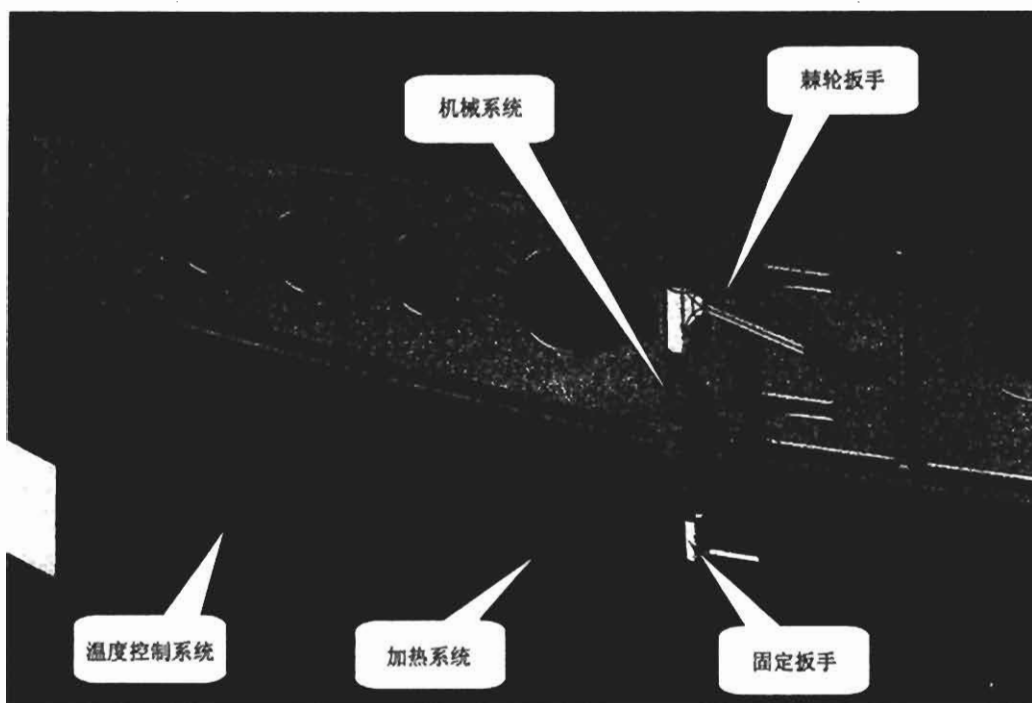


图 10-7 歼 8 系列飞机机翼翼梁接头衬套快速、无损拆卸设备示意图

图 10-7 中的机械系统如图 10-8 所示。

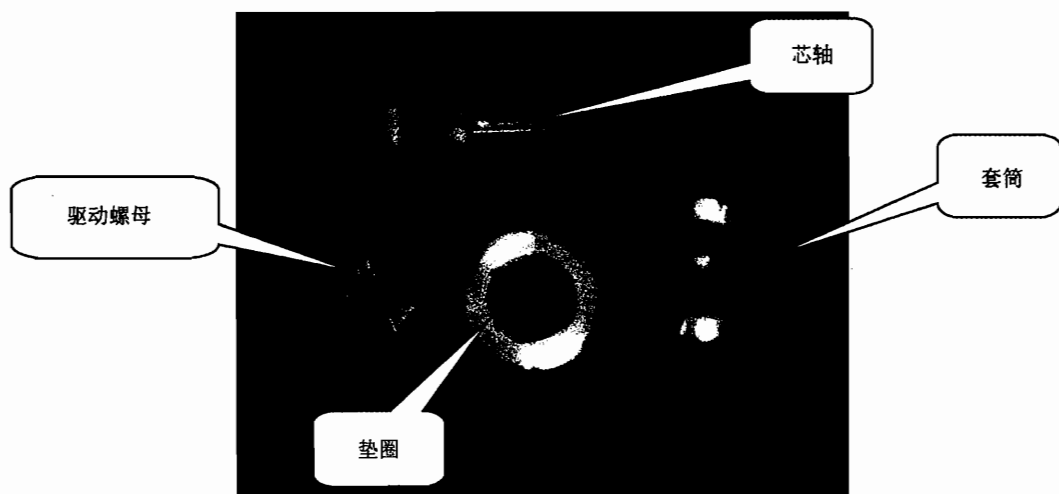


图 10-8 图 10-7 中机械系统的芯轴、套筒、垫圈和驱动螺母

图 10-7 中的加热系统如图 10-9 所示，温度控制系统如图 10-10 所示。

用该设备在歼 8 II 型飞机 0309 架右翼 1 梁下耳片上进行了试验。用加热器与梁耳片连接，用热电偶测量接触面的温度。

先在不加温的情况下（即常温），退出衬套的最大扳手力矩为 $30\text{N} \cdot \text{m}$ 。

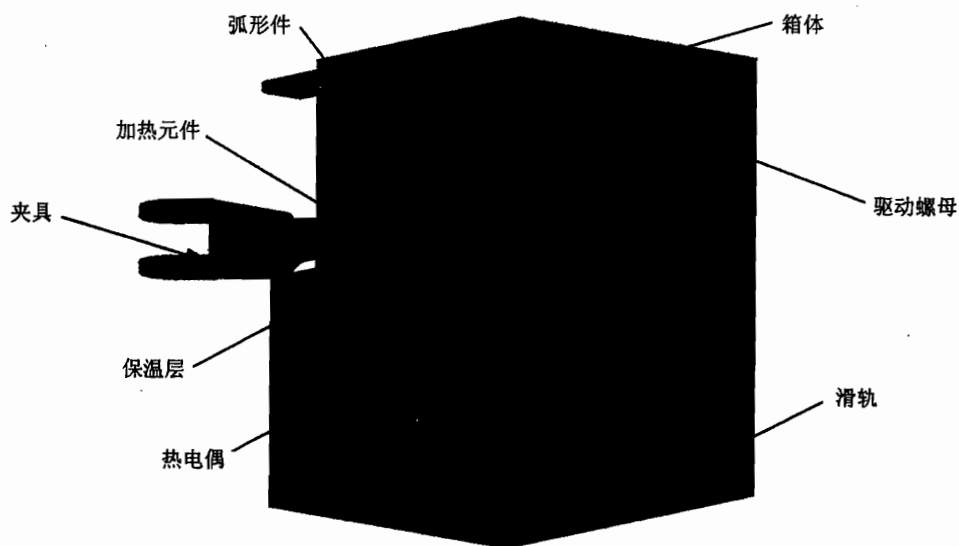


图 10-9 图 10-7 中的加热系统示意图

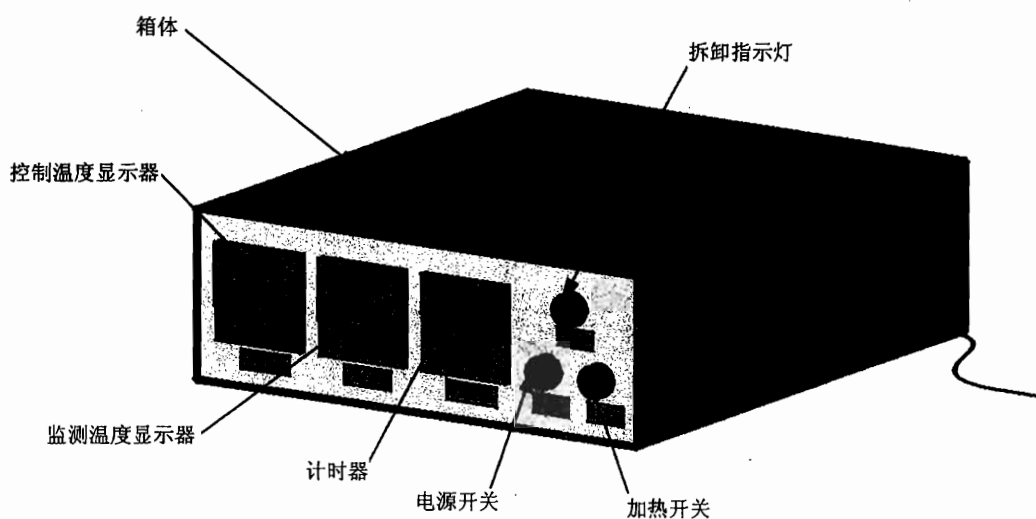


图 10-10 图 10-7 中的温度控制系统示意图

后用热传导的方式加温，加热点控制温度不超过 150°C ，加温 16min 后，加热点温度显示为 150°C ，衬套远端温度显示为 52°C 。保温 10min 后，开始拆卸衬套，测量最大扳手力矩约为 $15\text{ N}\cdot\text{m}$ 。

经过元件级机械原理性验证试验（包括常温试验和加热试验）和飞机结构部件级验证试验，每次试验均在 45min 内将衬套退出，衬套退出时没有划伤耳片孔壁。

10.3.2.3 防护与修理

(1) 腐蚀防护

① 外场飞机要求定期对机翼 1 梁下耳片检查, 用冷气和洁净汽油清洁耳片的缝隙, 消除腐蚀介质。对有漆层脱落的耳片, 应及时补涂 H06-2 锌黄色底漆, 若有腐蚀, 打磨清理干净后补涂 H06-2 锌黄色底漆及 13-2 面漆。对于该处发现裂纹的飞机, 应报停飞, 等候处理。

② 大修时, 修理厂应在严格探伤后进行清洗, 按工艺要求喷涂 H06-2 锌黄色底漆及 13-2 磁漆。

(2) 损伤耳片的修理

① 若发现机翼 1 梁耳片有小于 0.5mm 深的孔壁裂纹, 应采用铰孔的方法消除裂纹, 最大允许的铰孔量为孔壁直径增加 1mm。铰孔后的耳片孔壁应再次进行无损检测, 以确认耳片孔壁不再含有残余裂纹。重新选配衬套, 过盈量应控制在 0.015~0.04mm 范围内。

② 对于大于 0.5mm 深的孔壁裂纹应去除原有的接头耳片, 重新安装耳片修理连接件。耳片修理连接件如图 10-11 所示。

图 10-9 中耳片修理连接件 C—C 向视图如图 10-12 所示。

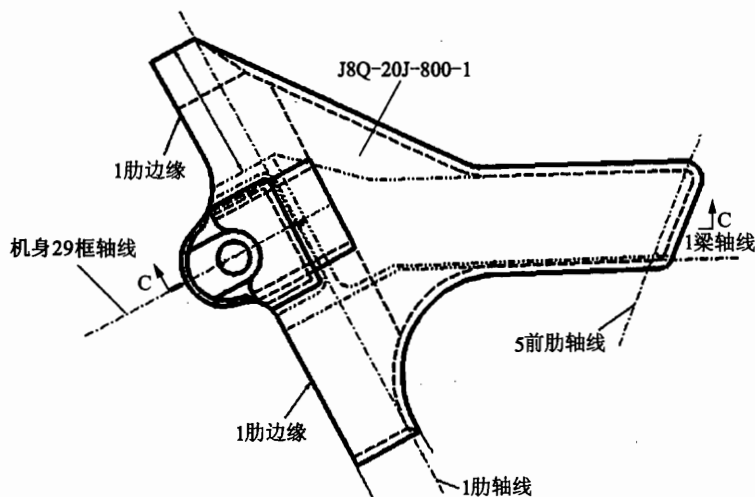


图 10-11 耳片修理连接件示意图

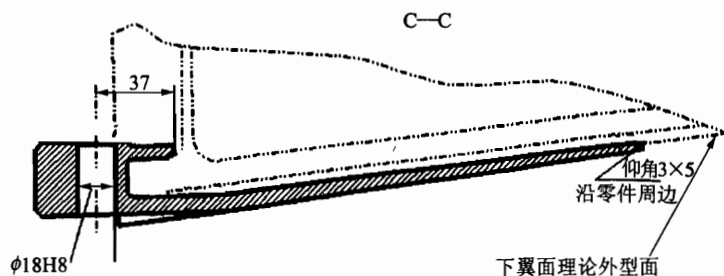


图 10-12 耳片修理连接件的 C—C 向视图

耳片修理连接件的安装需要对连接件与机翼结构之间贴合处仔细研合,使耳片修理连接件满足设计安装状态。

10.3.3 未出厂飞机应力腐蚀控制

10.3.3.1 更换机翼 1 梁材料

新出厂的歼 8F、歼 8G、歼 8H 各型飞机机翼 1 梁材料已换成 LC9CGS3 模锻件,较之 LC4CS 模锻件的抗应力腐蚀特性有明显改善。

这两种材料的抗应力腐蚀断裂韧性门槛值及裂纹扩展速率对照见表 10-3。

表 10-3 两种材料的抗应力腐蚀断裂韧性门槛值及应力腐蚀裂纹扩展速率对照

材料	抗应力腐蚀断裂韧性门槛值($\text{MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$)	应力腐蚀裂纹扩展速率(m/s)
LC4CS	10.9	2.12×10^{-8}
LC9CGS3	16.4	3.74×10^{-9}

由表 10-3 中可见,机翼 1 梁材料更换后的应力腐蚀裂纹扩展速率较之更换前已有数量级的差别。

10.3.3.2 改进结构设计及控制过盈量

① 如图 10-2 所示,歼 8F、歼 8G、歼 8H 各型飞机机翼 1 梁头部已更改了结构尺寸,增加了机翼 1 梁头部上、下耳片的有效工作面积。更改结构尺寸后的机翼 1 梁头部下耳片的静强度设计工作应力剩余强度由原来的 $\eta = 1.05$ 提高到 $\eta = 1.23$ 。

② 由表 10-1 中可见,歼 8 系列飞机自歼 8 II 型起,机翼 1 梁头部下耳片衬套安装的过盈量由原来的 0.021~0.087mm 改为 0.015~0.04mm。更改后机翼 1 梁下耳片由于安装衬套所引起的材料长向残余应力由原来的 34.61~143.3MPa 变为 24.7~65.9MPa。

10.3.3.3 确保防护措施的实施

歼 8 系列飞机机翼 1 梁头部耳片防护措施仍为衬套整体阳极化;耳片外部及梁体喷涂 H06-2 锌黄色底漆及 13-2 面漆。要求工艺及操作时精心安排、精心操作,确保出厂飞机的机翼 1 梁头部耳片与衬套的结合处得到有效的密封防护。

第 11 章 歼 8 系列飞机结构日历寿命体系评定结论

11.1 歼 8Ⅱ型、歼 8H 型、歼 8F 型飞机结构日历寿命体系评定

11.1.1 各关键件（部位）日历寿命体系评定结果的综合分析

11.1.1.1 腐蚀失效关键部位日历寿命评定结果的综合分析

各个腐蚀失效关键件及关键部位均可在规定的修理方案支持下达到日历首翻期 10 年，修理间隔 9 年和总寿命 28 年的日历寿命指标。各腐蚀失效关键件的修理方案分述如下。

（1）42 框下半框腹板

① 对于已贯彻涂层体系更改（1 号航空底漆 + 13-2 面漆 + 贴无碱布）的歼 8H、歼 8F 型飞机，在首翻（10 年）和第 2 次大修（19 年）时揭去无碱布，除胶，褪漆，清洗，去除腐蚀，然后重新涂 1 号航空底漆、13-2 面漆，涂胶，贴无碱布。

② 对于在 2001~2002 年对 42 框下半框腹板实施更改涂层体系修理的歼 8Ⅱ型及歼 8H 型飞机，可参照①中的方法在第 2 次大修中贯彻执行。

③ 对于实施补强件修理的现役歼 8Ⅱ型飞机，不同的情况应区别对待。

a. 在内陆地区机场（简称内陆机场）使用的歼 8Ⅱ型飞机，均未进行过首翻。

实施长补强件修理的，在首翻和第 2 次大修时揭去无碱布，除胶，褪漆，清洗，去除腐蚀，然后重新涂 1 号航空底漆、13-2 面漆，涂胶，贴无碱布。

实施短补强件修理的，首翻时揭去无碱布，除胶，褪漆，清洗，去除腐蚀，重新涂 1 号航空底漆、13-2 面漆，涂胶，贴无碱布。第 2 次大修时揭掉无碱布，对两端螺栓连接部位和铆钉连接部位重点检查，若腐蚀情况较弱（螺栓连接部位未出现深度大于 2.5mm 的蚀坑），则按首翻时的修理方法进行修理；若腐蚀情况严重（螺栓连接部位出现深度大于 2.5mm 的蚀坑），则拆去短补强件，安装长补强件。

b. 在沿海、湿热地区机场（简称沿海机场）使用的歼 8Ⅱ型飞机，补强件修理方案如下。

实施长补强件修理的，在首翻和第 2 次大修时揭去无碱布，除胶，褪漆，清洗，去除腐蚀，并对铆钉连接部位采用局部腐蚀修理，然后重新涂 1 号航空底漆，13-2 面漆，涂胶，贴无碱布。第 2 次大修时，发现腐蚀严重的特殊情况时应予以特殊处理。

实施短补强件修理的，首翻时揭掉无碱布，对两端螺栓连接部位和铆钉连接部位进行重点检查。若腐蚀情况较弱（螺栓连接部位未出现深度大于 2.5mm 的蚀坑），则按上述长补强件修理方法进行修理；若腐蚀情况严重（螺栓连接部位出现深度大于 2.5mm 的蚀

坑), 则拆去短补强件, 安装长补强件。第 2 次大修时的修理要区分两种情况: 若首翻时已更换补强件, 则按上述长补强件修理方法进行修理; 若首翻时未换补强件, 则按首翻时的方法判断腐蚀情况, 进行腐蚀修理或更换补强件。

(2) 机翼前梁腹板

采用表面阳极化 + 1 号航空底漆, 再增涂 13-2 面漆的涂层体系后, 在首翻和第 2 次大修时对该结构部位实施腐蚀修理, 可保证歼 8 系列飞机机翼前梁满足日历寿命的要求。

首翻期和第 2 次大修时对该结构进行表面褪漆, 打磨除去腐蚀源, 涂 1 号航空底漆、13-2 面漆。

(3) 机翼下翼面螺栓连接部位

2000 年 2 月前出厂的歼 8 II 型飞机涂层为 1 号航空底漆 + 13-2 面漆; 2000 年 2 月起出厂的歼 8 II A 型飞机涂层为 1 号航空底漆 + TS70-1 聚氨酯无光磁漆; 以后出厂的 H 型、F 型飞机涂层则将改为 TB06-9 底漆 + TS96-71 含氟聚氨酯磁漆。

在首翻及第 2 次大修时均采用全面褪漆、局部腐蚀修理及重新涂漆的修理方案, 修理涂层采用 TB06-9 底漆 + TS96-71 涂层体系。

将该部位列入结构检查周期的检查部位, 在检查周期 (修理间隔的一半) 时, 对其进行腐蚀检查, 发现明显腐蚀之处, 进行局部褪漆、打磨蚀坑和重新涂漆的修理。其检查周期包括:

a. 首翻及第 2 次大修后的检查周期;

b. 出厂采用 13-2 系列涂层的歼 8 II 型飞机首翻前的检查周期。这种情况主要发生在沿海机场使用的飞机。

(4) 平尾下翼面钢钉连接部位与铆钉连接部位及配重处

其出厂涂层的更改情况同机翼下翼面。

在首翻及第 2 次大修时均采用全面褪漆、局部腐蚀修理、重新涂漆的修理方案, 修理涂层采用 TB06-9 底漆 + TS96-71 涂层体系。

将该部位列入结构检查周期的检查部位, 进行腐蚀检查与必要的局部腐蚀修理, 特别是出厂采用 13-2 系列涂层的钢钉连接部位, 首翻前的检查周期中可能会出现比较严重的腐蚀, 应视情进行较大范围的腐蚀修理。

(5) 机身下蒙皮铆钉连接部位

其出厂涂层的更改情况同机翼下翼面。

在首翻及第 2 次大修时均采用全面褪漆、局部腐蚀修理、重新涂漆的修理方案, 修理涂层采用 TB06-9 底漆 + TS96-71 涂层体系。

列入检查周期的检查部位, 进行腐蚀检查和必要的局部腐蚀修理。

11.1.1.2 疲劳关键件的日历寿命体系评定结果综合分析

① 综合腐蚀环境下机翼主梁、4 梁的日历寿命体系评定结果, 沿海机场使用的歼 8 II、歼 8 H、歼 8 F 型飞机翼身结构疲劳关键件的日历寿命体系评定结果可归纳如下。

年飞行强度(YFH) < 60 飞行小时时, 首翻期为 10 年, 第 2 次大修为 19 年, 总寿命为 28 年。使用寿命由日历寿命控制, 在首翻与第 2 次大修时只对疲劳关键危险部位进行检查和腐蚀修理, 除个别出现裂纹予以必要的修理外, 一般不需要对疲劳关键件进行裂纹修理。

YFH 在 60~100 飞行小时范围内, 首翻期为 10 年, 第 2 次大修为 19 年, 总寿命为

28 年。使用寿命由日历寿命（使用年限）控制，在首翻时只对疲劳关键部位进行检查和腐蚀修理，第 2 次大修时要对疲劳关键部位进行腐蚀修理及裂纹修理。

YFH>100 飞行小时，首翻期为 1000 飞行小时，第 2 次大修为 1900 飞行小时，总寿命为 2800 飞行小时。使用寿命主要由疲劳寿命（飞行小时数）控制，首翻时对疲劳关键部位进行检查和腐蚀修理，第 2 次大修时进行腐蚀修理及裂纹修理。

② 主起落架与翼身结构同寿，其疲劳寿命首翻期、修理间隔与总寿命分别为 1500、1350 和 4200 起落；日历寿命首翻期、修理间隔与总寿命分别为 10 年、19 年与 28 年。

对材料为 GC4 钢的歼 8 II 型飞机主起落架而言，当 YFH<70 飞行小时（105 起落）时，其使用寿命由日历寿命（使用年限）控制，在 28 年总寿命中无需更换机轮半轴；而 YFH>70 飞行小时（105 起落）时，则需在第 2 次大修时（1900 飞行小时或 19 年）更换机轮半轴。

对材料为 300M 钢的歼 8H、歼 8F 型飞机（后续機種）主起落架而言，当 YFH<85 飞行小时（128 起落）时，使用寿命由日历寿命（使用年限）控制，在 28 年总寿命中无需更换机轮半轴；而当 YFH>85 飞行小时（128 起落）时，则需认真检查机轮半轴，视情决定是否更换。

③ 疲劳关键件（机翼主梁与 4 梁）的裂纹修理，指按一般环境下疲劳定寿结论给出的修理方法；腐蚀修理为除去蚀点、蚀坑及锈斑，涂漆，等等。

11.1.2 全机结构日历寿命体系评定结论与检修方案

11.1.2.1 评定结论

以翼身结构为主要依据，兼顾主起落架，得到以下评定结论。

① 当沿海机场使用的飞机 YFH<100 飞行小时，内陆机场使用的飞机 YFH<115 飞行小时，使用寿命由日历寿命（使用年限）控制，其首翻期为 10 年，修理间隔为 9 年，总寿命为 28 年。首翻时修理全部腐蚀关键部位，对疲劳关键件（主梁、4 梁）关键部位只作检查和腐蚀修理；第 2 次大修时同时修理腐蚀关键部位和疲劳关键件（主梁、4 梁）关键部位，对材料为 GC4 钢的歼 8 II 型飞机主起落架，更换机轮半轴。当沿海机场使用的飞机 YFH<60 飞行小时、内陆机场使用的飞机 YFH<80 飞行小时，也可以在第 2 次大修时对主梁、4 梁关键部位只作检查和腐蚀修理，不进行裂纹修理，对材料为 GC4 钢的歼 8 II 型飞机主起落架，也不更换主起落架机轮半轴。在这种情况下，总日历总寿命达到 28 年后，疲劳寿命尚有一定裕度，可考虑再安排一次大修，修理全部腐蚀关键部位和疲劳关键件（主梁、4 梁）关键部位，更换主起落架机轮半轴。将日历总寿命延长一个日历修理间隔（小于 9 年），以使飞机的寿命潜力得到充分发挥。

② 当沿海机场使用的飞机 YFH>100 飞行小时，内陆机场使用的飞机 YFH>115 飞行小时，使用寿命由疲劳寿命（飞行小时数）控制，即首翻、第 2 次大修和总寿命均取决于疲劳寿命。首翻时修理全部腐蚀关键部位，疲劳关键件只作检查和腐蚀修理；第 2 次大修时同时修理腐蚀关键部位和疲劳关键件关键部位，对材料为 GC4 钢的歼 8 II 型飞机主起落架，更换机轮半轴。

a. 对于内陆机场而言, 首翻期为 1200 飞行小时 (1800 起落), 修理间隔为 1000 飞行小时 (1500 起落) (即第 2 次大修为 2200 飞行小时、3300 起落), 总寿命为 3000 飞行小时 (4500 起落)。

b. 对于沿海机场而言, 首翻期为 1000 飞行小时 (1500 起落), 修理间隔为 900 飞行小时 (1350 起落) (即第 2 次大修为 1900 飞行小时、2850 起落), 总寿命为 2800 飞行小时 (4200 起落)。

11.1.2.2 机体结构的检查周期及对应的检查部位与方法

(1) 检查周期

仍执行参考文献 [11-1] 3.3 中给定的检查周期, 即机身、机翼、尾翼结构的检查周期为 $\frac{1}{2}$ 修理间隔; 前、主起落架检查周期为 500 起落; 座舱盖 (玻璃、骨架) 检查周期为第 2、4、6、7 年; 而发动机固定装置检查结合换发动机时进行。

(2) 检查部位与方法

参考文献 [11-1] 的第 4 节中列出了歼 8 白天型、歼 8 I 型和歼 8 II 型飞机机体结构的关键部位, 在考虑腐蚀影响进行日历寿命体系评定后, 需增加以下关键部位。

① 机身关键部位中增加的部位

- a. 42 框下半框腹板;
- b. 机身下蒙皮铆钉连接部位。

② 机翼关键部位中增加的部位

- a. 前梁腹板与下凸缘;
- b. 机翼下翼面螺钉连接部位;
- c. 机翼 1 梁接头耳片螺栓孔部位。

③ 尾翼关键部位中增加的部位

平尾下翼面钢钉、铆钉连接部位及配重处。

在规定的检查周期, 应对机体结构关键部位中的可检部位进行目视 (可借助放大镜) 或特殊工具的裂纹检查及腐蚀情况检查。当发现裂纹或腐蚀坑时, 及时修理或更换新件, 同时, 对表 11-1 所列易腐蚀重点部位进行目视检查, 发现腐蚀, 予以修理和防护。

表 11-1 歼 8 系列飞机易腐蚀重点部位

位 置	重 点 部 位
外蒙皮	(1) 机身、机翼、平尾下表面紧固件头部及孔边; (2) 壁板边缘, 蒙皮搭接、对缝处; (3) 检查口盖, 舱口盖边缘、缝隙处
机 翼	(1) 主起落架舱: ① 机翼前梁腹板、缘条、筋条; ② 机翼下壁板边缘; ③ 舱内钢制零件, 边肋钢钉及螺栓。 (2) 活动舵面及与固定部分接合处, 襟翼滑轨。 (3) 机身、机翼 25、29、33、42、47、50 框对接接头和耳片、螺栓

续表 11-1

位 置	重 点 部 位
机身	(1) 左右炮口前缘; (2) 前后减速板螺栓、接头; (3) 机身主轮舱区内: 33~38 框间进气道蒙皮、上隔板、轮舱侧板、机身上壁板; (4) 前起落架舱内部、舱门; (5) 6、7、8 号油箱舱内部; (6) 33 框处机身副油箱挂架接头; (7) 33~38 框上部燃油附件舱隔板; (8) 351 大梁; (9) 发动机主推力销上耳片, 保险螺栓; (10) 铰链配合面; (11) 设备舱内侧壁及底板
尾翼	(1) 方向舵交点; (2) 平尾翼尖配重连接处及上、下壁板
起落架	(1) 外筒、活塞杆; (2) 扭力臂及螺栓; (3) 作动筒接头

关于检查周期时应重点进行的检查项目和方法, 在执行参考文献 [11-1] 第 5 节规定基础上, 要在其 5.1 节 (机身、机翼、尾翼结构中) 增加以下项目:

a. 目视检查机翼前梁腹板与下凸缘是否出现涂层起泡及基体腐蚀, 对涂层起泡而基体尚未腐蚀的情况, 局部重新涂漆; 基体轻微腐蚀, 打磨掉蚀坑, 局部重新涂漆。

b. 目视检查机身下蒙皮铆钉连接部位的钉头附近是否有涂层开裂及出现腐蚀产物等腐蚀损伤, 若腐蚀损伤比较严重, 应局部褪漆, 打磨蚀坑, 重新涂漆。

c. 目视检查机翼下翼面螺栓连接部位的钉头附近是否有涂层开裂及出现腐蚀产物等腐蚀损伤, 若腐蚀损伤比较严重, 应局部褪漆, 打磨蚀坑, 重新涂漆。

d. 目视检查平尾下翼面钢钉与铆钉连接部位及配重处, 发现有比较严重的腐蚀损伤, 应进行局部褪漆, 打磨蚀坑和重新涂漆的修理。

e. 目视检查表 11-1 所列各部位, 发现腐蚀, 视情采用局部涂漆或打磨蚀坑后重新涂漆的修理。

11.1.2.3 大修时的检查与修理

飞机返厂大修 (包括首翻及第 2 次大修) 时, 除按大修厂规定的常规检查项目进行结构分解检查外, 要对 11.1.2.2 (2) 所列的检查周期的检查部位进行检查, 特别是对机翼主梁下凸缘根部螺栓孔、4 梁接头下耳片螺栓孔、机翼 1 梁接头耳片螺栓孔及 42 框下半框腹板等在检查周期时无法进行检查的重要关键部位, 要采用有效的无损检测手段予以认真检查。在此基础上, 对以下关键部位按规定的时间和方法进行修理。

① 机翼主梁下凸缘

修理时间: 第 2 次大修。

修理部位：根部航前、航后 $\phi 8$ 螺栓孔；航前 2 个 $\phi 6$ 螺栓孔。

修理方法：在参考文献 [11-1] 6.5 基础上增加腐蚀修理（清除孔边表面及钉头的锈斑并补漆）。

② 机翼 4 梁接头下耳片

修理时间：第 2 次大修。

修理部位：机翼 4 梁接头下耳片螺栓孔。

修理方法：在参考文献 [11-1] 6.6 基础上增加腐蚀修理（清除耳片孔边表面上的蚀坑与蚀点并补漆）。

③ 50 框对接螺栓、平尾大轴垂直螺栓、操纵系统拉杆和支座及起落架的修理仍按参考文献 [11-1] 6.1、6.2、6.8 及 6.9 规定执行。

④ 机身 42 框下半框腹板

a. 更改涂层体系的歼 8H、歼 8F 型飞机及已进行更改涂层修理的现役歼 8Ⅱ型飞机

修理部位：整个腹板。

修理时间：首翻及第 2 次大修。

修理方法：揭去无碱布，除胶，褪漆，清洗，去除腐蚀，然后重新涂 1 号航空底漆、13-2 面漆，涂胶，贴无碱布。

b. 补强件修理的现役歼 8Ⅱ型飞机

在内陆机场使用的：

修理部位：补强件。

修理时间：首翻及第 2 次大修。

修理方法：见 11.1.1.1(2)③a。

在沿海机场使用的：

修理部位：补强件。

修理时间：首翻及第 2 次大修。

修理方法：见 11.1.1.1(2)③b。

⑤ 机翼前梁腹板

修理部位：前梁腹板、缘条。

修理时间：首翻及第 2 次大修。

修理方法：见 11.1.1.1(3)。

⑥ 机身下蒙皮

修理部位：铆钉连接部位。

修理时间：首翻及第 2 次大修。

修理方法：全面褪漆，清洗，局部腐蚀修理，重新涂漆(TB06-9 + TS96-71)。

⑦ 机翼下翼面

修理部位：螺栓连接部位。

修理时间：首翻及第 2 次大修。

修理方法：全面褪漆，清洗，局部腐蚀修理，重新涂漆(TB06-9 + TS96-71)。

⑧ 平尾下翼面

修理部位：抽钉连接部位，铆钉连接部位。

修理时间：首翻、第 2 次大修。

修理方法：全面褪漆，清洗，局部腐蚀修理，重新涂漆(TB06-9 + TS96-71)。

⑨ 机翼 1 梁耳片

修理部位：螺栓孔。

修理时间：首翻及第 2 次大修。

修理方法：拆卸衬套，检查孔边裂纹。发现较小裂纹，允许铰孔去除裂纹和塑性区，重新配衬套；发现较长裂纹，按现行技术通报更换 1 梁头部。

11.2 歼 8 白天型、歼 8 I 型飞机结构日历寿命体系评定

11.2.1 各关键件（部位）日历寿命体系评定结果的综合分析

11.2.1.1 腐蚀失效关键部位日历寿命评定结果的综合分析

各个腐蚀失效关键件及关键部位均可在规定的修理方案支持下，达到日历首翻期 10 年、修理间隔 8 年和总寿命 26 年的日历寿命指标。各腐蚀失效关键件的修理方案分述如下。

(1) 42 框下半框腹板

2001~2002 年全面检修歼 8 白天型与歼 8 I 型飞机 42 框下半框腹板时使用年限均超过 10 年，大部分飞机已进行过首翻，个别未首翻的飞机也即将进厂首翻，有少数服役超过 19 年的飞机已大修过 2 次。此次修理基本上采用补强件修理。如果补强修理后调往沿海机场服役，日历寿命评定结论可以参考歼 8 II 型飞机相应结论予以处理；如果继续在内陆机场使用，则按以下结论。

① 已大修 2 次的飞机，补强修理后直接使用到日历总寿命 26 年。

② 已首翻的飞机，进行长、短补强件修理的，均应在第 2 次大修时揭去无碱布，除胶，褪漆，清洗，去除腐蚀，然后重新涂 1 号航空底漆、13-2 面漆，涂胶，贴无碱布。但对短补强件修理的飞机，第 2 次大修时螺栓连接部位出现腐蚀严重的特殊情况，应予以特殊处理。

③ 服役已过 10 年尚未首翻的个别飞机，应及早安排首翻，首翻时不对补强件进行检修，第 2 次大修的检修同②。

(2) 机翼前梁腹板

与歼 8 II 型飞机相同。

(3) 机翼下翼面螺栓连接部位

歼 8 白天型和歼 8 I 型飞机出厂时机身、机翼、平尾蒙皮的涂层均为 1 号航空底漆 + 13-2 面漆，1998 年前大修的涂层为 X06-1 + TB06-9 底漆 + 13-2 面漆，而 1998 年后大修的涂层改为 X06-1 + TB06-9 底漆 + TS96-71 磁漆。后续大修的修理方案为：第 2 次大修及少

数首翻的歼 8 白天型、歼 8 I 型飞机均采用全面褪漆, 局部腐蚀修理, 重新涂漆的修理方案, 修理涂层采用 TB06-9 底漆 + TS96-71 磁漆涂层体系。

将该部位列入结构检查周期的检查部位, 在检查周期 (修理间隔的一半) 时, 对其进行腐蚀检查, 对明显腐蚀部位作重新涂漆的修理。

(4) 平尾下翼面抽钉连接部位与铆钉连接部位

其出厂及已大修的涂层情况同机翼下翼面。

第 2 次大修及少数首翻的歼 8 白天型、歼 8 I 型飞机均采用全面褪漆, 局部腐蚀修理, 重新涂漆的修理方案, 修理涂层采用 TB06-9 底漆 + TS96-71 磁漆涂层体系。

列入检查周期的检查部位进行腐蚀检查和必要的局部腐蚀修理, 特别是抽钉连接部位, 对明显腐蚀部位作重新涂漆的修理。

(5) 机身下蒙皮铆钉连接部位

其出厂涂层的更改情况同机翼下翼面。

第 2 次大修及少数首翻的歼 8 白天型、歼 8 I 型飞机均采用全面褪漆, 局部腐蚀修理, 重新涂漆的修理方案, 修理涂层采用 TB06-9 底漆 + TS96-71 磁漆涂层体系。

列入检查周期的检查部位, 进行腐蚀检查和必要的局部腐蚀修理。

11.2.1.2 疲劳关键件的日历寿命体系评定结果综合分析

① 以最重要的疲劳关键件——机身 42 框横梁的日历寿命体系评定结果为基础, 综合考虑机翼主梁、4 梁的评定结果, 在保证飞行安全前提下进行适当调整。在沿海机场使用的歼 8 白天型与歼 8 I 型飞机翼身结构疲劳关键件的日历寿命体系评定结果可归纳如下。

a. 当年飞行强度(YFH) < 60 飞行小时, 首翻期为 10 年, 第 2 次大修为 18 年, 总寿命为 26 年。使用寿命由日历寿命控制。首翻时对关键部位只作检查和腐蚀修理, 一般不予以裂纹修理; 第 2 次大修时对 42 框横梁进行腐蚀修理和裂纹修理, 对机翼主梁、4 梁只作检查和腐蚀修理, 一般不予以裂纹修理。

b. 当 YFH 在 60~90 飞行小时范围内, 首翻期为 10 年, 第 2 次大修为 18 年, 总寿命为 26 年。首翻时对 42 框横梁进行腐蚀修理和裂纹修理, 而第 2 次大修时要对 42 框横梁、机翼主梁、4 梁进行腐蚀修理和裂纹修理。

c. 当 YFH > 90 飞行小时, 首翻期为 1000 飞行小时, 第 2 次大修为 1800 飞行小时, 总寿命为 2500 飞行小时。使用寿命由疲劳寿命 (飞行小时数) 控制, 首翻时只对 42 框横梁进行腐蚀修理和裂纹修理, 第 2 次大修时同时对 42 框横梁、机翼主梁和 4 梁进行腐蚀修理和裂纹修理。

② 主起落架与翼身结构同寿, 其疲劳寿命首翻期、修理间隔与总寿命分别为 1500、1200 和 3750 起落; 日历寿命首翻期、修理间隔与总寿命分别为 10 年、18 年与 26 年。当 YFH < 60 飞行小时 (90 起落) 时, 其使用寿命由日历寿命 (使用年限) 控制, 在 26 年总寿命中无需更换机轮半轴; 当 YFH > 60 飞行小时 (90 起落) 时, 则需在第 2 次大修 (1800 飞行小时或 2700 起落) 时更换机轮半轴。

③ 上述评定结果只适用于尚未进行首翻的歼 8 白天型与歼 8 I 型飞机, 现在的实际情况是: 大部分歼 8 白天型与歼 8 I 型飞机已按日历首翻期进行了首翻, 并按原技术通报 (见参考文献 [11-1]) 要求对 42 框横梁进行了裂纹修理, 将 $\phi 3.5$ 孔铰至 $\phi 5$, 并将铆钉

换为螺钉。在此情况下, (1) ①所述已无实际意义。有必要针对这种实际情况评定首翻后疲劳关键件的日历寿命体系。由于歼 8 白天型与歼 8 I 型飞机已无后续飞机生产, 现役飞机中已首翻的居多, 这样的评定结果更有意义。

a. 翼身结构评定结果是:

首翻后 $YFH < 60$ 飞行小时时, 首翻至第 2 次大修的修理间隔为 8 年, 第 2 次大修至总寿命的间隔为 8 年, 即首翻后的寿命为 16 年。使用寿命由日历寿命控制。在第 2 次大修时, 对 42 框横梁、机翼主梁、4 梁只作检查和腐蚀修理, 一般不进行裂纹修理。

首翻后 YFH 在 60~90 飞行小时范围内, 首翻至第 2 次大修间隔为 8 年, 第 2 次大修至总寿命间隔为 8 年, 即首翻后寿命为 16 年。由日历年限控制。在第 2 次大修时对 42 框横梁、机翼主梁、4 梁进行腐蚀修理和裂纹修理。

首翻后 $YFH > 90$ 飞行小时时, 首翻至第 2 次大修间隔为 800 飞行小时, 第 2 次大修至总寿命间隔为 700 飞行小时, 均由疲劳寿命控制。第 2 次大修时对 42 框横梁、机翼主梁、4 梁进行腐蚀修理和裂纹修理。

b. 主起落架与翼身结构同寿, 首翻至第 2 次大修的疲劳寿命间隔为 1200 起落, 日历年限间隔为 8 年; 第 2 次大修至总寿命疲劳寿命间隔为 1050 起落, 日历年限间隔为 8 年。当 $YFH < 60$ 飞行小时 (90 起落) 时, 第 2 次大修时无需更换机轮半轴, 而 $YFH > 60$ 飞行小时 (90 起落) 时, 第 2 次大修时更换机轮半轴。

11.2.2 全机结构日历寿命体系评定结论与检修方案

11.2.2.1 评定结论

(1) 歼 8 白天型与歼 8 I 型飞机机体结构使用寿命结论

本项中的结论只适用于未进行首翻的歼 8 白天型与歼 8 I 型飞机。

① 当 $YFH < 60$ 飞行小时时, 使用寿命由日历寿命控制, 首翻期为 10 年, 第 2 次大修为 18 年, 总寿命为 26 年。首翻时修理全部腐蚀关键部位, 对疲劳关键部位只作检查和腐蚀修理, 一般不予裂纹修理; 第 2 次大修时对 42 框横梁进行腐蚀修理和裂纹修理, 对机翼主梁、4 梁只作检查和腐蚀修理, 一般不进行裂纹修理, 也不更换主起落架机轮半轴, 同时修理全部腐蚀关键部位。在这种情况下, 达到日历总寿命 26 年时, 疲劳寿命尚有较大裕度, 可考虑再安排第 3 次大修, 对 42 框横梁进行第 2 次修理, 更换主起落架机轮半轴, 同时修理主梁、4 梁, 配合腐蚀关键部位的修理, 可以将总寿命延长一个日历修理间隔 (小于 8 年)。

② 当沿海机场使用的飞机 YFH 在 60~90 飞行小时范围内, 内陆机场使用的飞机 YFH 在 60~100 飞行小时范围内, 使用寿命由日历寿命控制, 首翻期为 10 年, 第 2 次大修为 18 年, 总日历寿命为 26 年。首翻时对全部腐蚀关键部位进行修理, 疲劳关键部位只修 42 框横梁, 对机翼主梁、4 梁作检查和腐蚀修理, 一般不进行裂纹修理; 而第 2 次大修时要对 42 框横梁、机翼主梁、4 梁进行修理, 并更换主起落架机轮半轴, 同时, 修理腐蚀关键部位。

③ 当沿海机场使用的飞机 $YFH > 90$ 飞行小时, 内陆机场使用的飞机 $YFH > 100$ 飞行

小时时,使用寿命由疲劳寿命(飞行小时数)控制,即首翻、第 2 次大修和总寿命均取决于疲劳寿命。首翻时修理全部腐蚀关键部位,对 42 框横梁进行修理,对机翼主梁、4 梁只作检查和腐蚀修理,一般不予以裂纹修理;第 2 次大修时同时修理 42 框横梁、主梁、4 梁关键部位和腐蚀关键部位,并更换主起落架机轮半轴。

a. 对于内陆机场而言,首翻期为 1000 飞行小时(1500 起落),修理间隔为 900 飞行小时(1350 起落),总寿命为 2600 飞行小时(3900 起落)。

b. 对于沿海机场而言,首翻期为 1000 飞行小时(1500 起落),修理间隔为 800 飞行小时(1200 起落),总寿命为 2500 飞行小时(3750 起落)。

(2) 实际首翻后的寿命评定结论

本项中的结论适用于已按原技术通报首翻,而 42 框下半框腹板采用补强件修理方案的歼 8 白天型与歼 8 I 型飞机。

① 首翻后 $YFH < 60$ 飞行小时时,使用寿命由日历寿命(日历年限)控制,首翻至第 2 次大修的修理间隔为 8 年,第 2 次大修至总寿命的间隔为 8 年,即首翻后的寿命为 16 年。在第 2 次大修时,对 42 框横梁、机翼主梁、4 梁只作检查和腐蚀修理,一般不进行裂纹修理,也不更换主起落架机轮半轴,对全部腐蚀关键部位进行检修。针对这种情况,在达到日历总寿命 26 年时,疲劳寿命尚有较大裕度,可以根据腐蚀关键部位,尤其是 42 框下半框腹板的腐蚀情况,决定能否延长日历寿命,若 42 框下半框腹板腐蚀情况较弱(螺栓连接部位未出现深度大于 2.5mm 的蚀坑),则可以安排第 3 次大修,对 42 框横梁进行第 2 次修理,同时对机翼主梁、4 梁进行修理,更换主起落架机轮半轴,配合腐蚀关键部位修理,可将日历总寿命延长一个日历修理间隔(小于 8 年)。若 42 框下半框腹板的腐蚀情况比较严重(螺栓连接部位出现深度大于 2.5mm 的蚀坑),则飞机结构寿命终止。

② 首翻后沿海机场使用的飞机 YFH 在 60~90 飞行小时范围内,内陆机场使用的飞机 YFH 在 60~100 飞行小时范围内,使用寿命由日历寿命控制,首翻至第 2 次大修间隔为 8 年,第 2 次大修至总寿命间隔为 8 年,即首翻后寿命为 16 年。在第 2 次大修时对 42 框横梁、机翼主梁、4 梁均进行修理,更换主起落架机轮半轴,同时修理全部腐蚀关键部位。

③ 首翻后沿海机场使用的飞机 $YFH > 90$ 飞行小时,内陆机场使用的飞机 $YFH > 100$ 飞行小时时,使用寿命由疲劳寿命(飞行小时数)控制,即第 2 次大修和总寿命均取决于疲劳寿命。第 2 次大修时同时修理 42 框横梁、主梁、4 梁关键部位和腐蚀关键部位,并更换主起落架机轮半轴。

a. 对于内陆机场而言,首翻至第 2 次大修间隔为 900 飞行小时(1350 起落),第 2 次大修至总寿命间隔为 700 飞行小时(1050 起落)。

b. 对于沿海机场而言,首翻至第 2 次大修间隔为 800 飞行小时(1200 起落),第 2 次大修至总寿命间隔为 700 飞行小时(1050 起落)。

11.2.2.2 机体结构的检查周期及对应的检查部位与方法

与歼 8 II、歼 8 H、歼 8 F 型飞机相同,见 11.1.2.2。

11.2.2.3 大修时的检查与修理

飞机返厂大修(包括首翻及第 2 次大修)时,除按大修厂规定的常规检查项目进行结

构分解检查外,要对检查周期所列检查部位进行检查,特别是对 42 框横梁腹板 1~3 铆钉孔、机翼主梁下凸缘根部螺栓孔、4 梁结构下耳片螺栓孔及 42 框下半框腹板等在检查周期时无法进行检查的重要关键部位,要采用有效的无损检测方法认真检查。在认真检查的基础上,对以下关键部位按规定的时间和方法进行修理。

① 机身 42 框横梁

修理时间:首翻和第 2 次大修。

修理部位:腹板 1~3 铆钉孔。

修理方法:在参考文献 [11-1] 中 6.3 基础上增加腐蚀修理(清除孔边表面可能产生的锈斑并补漆)。

② 机翼主梁下凸缘

修理时间:第 2 次大修。

修理部位:根部航前、航后 $\phi 8$ 螺栓孔;航前 2 个 $\phi 6$ 螺栓孔。

修理方法:在参考文献 [11-1] 中 6.5 基础上增加腐蚀修理(清除孔边表面及钉头的锈斑并补漆)。

③ 机翼 4 梁接头下耳片

修理时间:第 2 次大修。

修理部位:机翼 4 梁接头下耳片螺栓孔。

修理方法:在参考文献 [11-1] 中 6.6 基础上增加腐蚀修理(清除耳片孔边表面上的蚀坑与蚀点)。

④ 50 框对接螺栓、平尾大轴垂直螺栓、33 框接头与框板连接部位,襟翼 2、3 滑轨区,操纵系统拉杆和支座及起落架的修理仍按参考文献 [11-1] 中 6.1、6.2、6.4、6.7、6.8 及 6.9 的规定执行。

⑤ 机身 42 框下半框腹板

修理部位:补强件。

修理时间:第 2 次大修。

修理方法:揭去无碱布,除胶,褪漆,清洗,去除腐蚀,对铆钉连接处进行局部腐蚀修理,然后重新涂 1 号航空底漆、13-2 面漆,涂胶,贴无碱布(短补强件螺栓连接部位严重腐蚀的个别情况特殊处理)。

⑥ 前梁腹板(与歼 8 II 型飞机相同)

⑦ 机身下蒙皮

修理部位:铆钉连接部位。

修理时间:首翻及第 2 次大修。

修理方法:全面褪漆,清洗,局部腐蚀修理,重新涂漆(TB06-9 + TS96-71)。

⑧ 机翼下翼面

修理部位:螺栓连接部位。

修理时间:首翻、第 2 次大修。

修理方法:全面褪漆,清洗,局部腐蚀修理,重新涂漆(TB06-9 + TS96-71)。

⑨ 平尾下翼面

修理部位：抽钉连接部位，铆钉连接部位。

修理时间：首翻、第 2 次大修。

修理方法：全面褪漆，清洗，局部腐蚀修理，重新涂漆(TB06-9 + TS96-71)。

⑩ 机翼 1 梁耳片

修理部位：螺栓孔。

修理时间：首翻及第 2 次大修。

修理方法：发现较小裂纹，允许铰孔去除裂纹和塑性区，重新配衬套；发现较长裂纹，按现行技术通报更换 1 梁头部。

参 考 文 献

- [11-1] 李玉海，贾国荣. 歼 8 系列飞机机体结构使用寿命技术通报. 第六〇一研究所技术报告，J8-00K-227，1995

