



JUNYONG FEIJI
JIEGOU RILI SHOUMING TIXI
PINGDING YINGYONG FANLI

军用飞机结构日历寿命体系 评定应用范例

李玉海 刘文珽 杨旭 等著



航空工业出版社

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

《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	刘文琰				
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	刘文琰	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	刘文琰	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*	刘文琰				韩峰岩
第 2 章	杨 旭*	刘文琰	吕志刚			姜 军
第 3 章	李玉海*	贺小帆				刘文琰
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	刘文琰	王逾涯		姜 军
第 7 章	姜 军*	宋恩鹏	刘文琰	贺小帆		杨 旭
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	刘文琰*	杨 旭				吕志刚

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)

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8Ⅱ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8Ⅰ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8Ⅱ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8Ⅰ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)

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 8Ⅱ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 8Ⅰ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 8Ⅰ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)

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 8 II 型飞机机轮半轴的疲劳寿命评定	(120)
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	(130)
6.4 日历寿命体系评定	(138)
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	(138)
6.4.2 歼 8 II 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)

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)

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	(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 8I 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)

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 $4.0 \sim 4.5$, 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 $40^\circ C$ 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 $30 \sim 60 \text{ min}$ 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

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

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

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