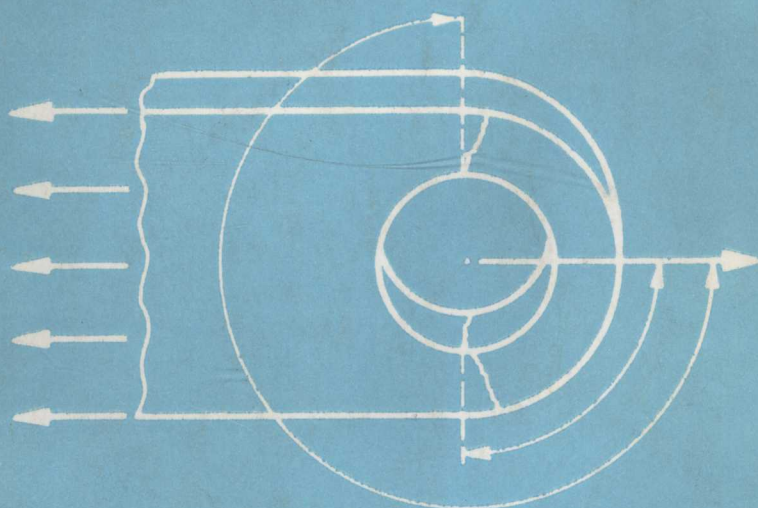


美国空军耳片损伤容限 分析指南



航空航天部《AFFD》系统工程

V229
1002

美国空军

耳片损伤容限分析指南

刘雪惠
罗安民
张相周
等编译



30271465

航空航天部《AFFD》系统工程

660223

出版说明

连接耳片往往是结构主要传力通道上的重要环节,在单传力途径的情况下尤其如此。从结构疲劳、断裂强度分析的角度看,连接耳片无疑是一个关键部位。由于连接耳片一般设计得比较紧凑,它不但有销钉孔处很高的应力集中,而且尺寸有限。所以,在连接耳片的疲劳、断裂强度分析中,过去一般不考虑裂纹扩展寿命。但是,连接耳片的裂纹扩展寿命是否总是很短,以至无法采用损伤容限设计原则,这是令人关心,并且值得探讨的问题,也是《AFFD》系统工程“七五”期间致力研究的课题。多年来,国内外许多学者、专家在这方面作了广泛深入的探讨(见本指南各部分的参考文献)。1980年,美国两家飞机公司(Lokheed-Georgia Company 和 California Company)和美国空军(Air Force Wright Aeronautical Laboratories)签订了“连接耳片损伤容限设计标准”联合研究合同,对连接耳片实际使用中的情况(起裂、扩展和破坏)作了大量系统的调查研究和数据统计,同时,还进行了大量连接耳片的静力破坏和疲劳试验。对连接耳片理论分析方法(应力强度因子计算和谱载荷下裂纹扩展寿命的计算)也作了深入研究。经过四年的研究,1984年提出了有关连接耳片损伤容限标准的最终报告(六卷)——“先进的寿命分析方法”(‘Advanced Life Analysis Methods’)。本指南就是主要以该报告为基础编译而成的。

《指南》对我国航空、航天、船舶、桥梁、机械、化工等各领域内从事连接耳片设计和分析研究的工作人员,在以下几方面有着十分重要的应用和参考价值:①关于耳片初始裂纹(包括类裂、形状、方位、大小)的统计资料和推荐标准;②关于连接耳片开裂模型和破坏情况的统计和结论;③关于耳片无损检测方法(NDI)的评述;④关于开裂耳片应力强度因子计算方法的研究结论;⑤关于耳片(和销钉)材料、几何尺寸、配合公差等各种因素对耳片裂纹扩展寿命影响的理论和实验研究;⑥推荐的连接耳片损伤容限设计标准。

本《指南》的绪论,第1章和第2章由西北工业大学刘雪惠,张相周,傅斌编译;第3章由611所罗安民、高泽迥、刘益编译;第4章由张相同、刘益编译。全书由顾伟豪研究员级高工和王俊杨教授审定。书中不当之处,恳请读者批评、指正。

航空航天部《AFFD》系统工程办公室

1988,10,12

绪 论

在飞机结构的强度和疲劳寿命分析中,连接耳片可以说是最关键的部位,因为连接耳片破坏的后果可能是十分严重的。由于连接耳片几何尺寸,构型和承载方面的特点,它的分析和检测与一般的飞机结构构件相比较,有其特殊之处。七十年代开始,在飞机结构设计中,对于多数构件都采用了耐久性和损伤容限设计原则,并且在美国出版了MIL-STD-1530A, MIL-A-83444等规范。应该说,这些规范原则上也适用于连接耳片这类零构件,但是由于连接耳片尺寸小,构型复杂和承受集中载荷等特点,必须在耐久性和损伤容限的一些重要环节上(如分析方法,检测技术,以至初始裂纹等),作特殊处理。这正是在连接耳片一类构件上,合理运用耐久性和损伤容限原则之前必须进行的工作。

1980年美国空军提出了一项研究任务,其目的是要发展一种保证飞机连接耳片损伤容限所必需的设计判据和分析方法。该研究任务后由洛克希德—乔治亚公司和洛克希德—加里福尼亚公司联合承担,并提出了一个42个月的研究规划。图0-1给出了这个规划的流程图。该规划包括七项任务,按照逻辑顺序排列,从对开裂数据的广泛调研和对无损检测(NDI)能力的评估,经过分析方法的研制和评价,一直到推荐出耳片的损伤容限设计准则。

任务一包括对飞机连接耳片中的结构开裂数据,如初始缺陷尺寸,形状和位置的调研。这些数据的来源是:公开发表的文献,可供使用的洛克希德数据以及对五个空军勤务中心(ALC)的访问。用来获得这些数据的飞机结构的类型包括现役飞机,以及全尺寸构件和耳片试样试件。

任务二评估了现有的用于发现这些缺陷或裂纹的无损检测能力。这种评估是以从公开文献中取得的信息,可用的洛克希德无损检测数据和经验,以及空军勤务中心的数据为基础而作出的。该任务中鉴定了能发现耳片中缺陷的无损检测技术以及这种技术所能发现的缺陷尺寸。任务一和任务二所得结果摘要叙述于第一章和第四章第一节中。这些结果被用于研究初始缺陷假设的任务七中,以作为连接耳片损伤容限设计准则的部分内容。

任务三包括三种复杂与综合程度不等的确定飞机连接耳片中的单个角裂纹和单个穿透厚度裂纹的应力强度因子的方法的研制,以及对可用于预测裂纹扩展特性及耳片的剩余强度的裂纹扩展分析所作的研究。这部分工作叙述于第二章中并摘要叙述在第4.2节中。

任务三中所研制的方法被用于任务四中,以对在实验方案所指定的多种不同几何形状和试验条件下的剩余强度及裂纹扩展特性作出预测。预测在试验前作出。任务五中做了两组几何形状的连接耳片的试验。试验结果与分析预测之间的符合程度的研究构成任务六的内容。通过对在任务四中所作的分析预测与第一组试验数据间的比较分析,衡量了任务三中所研制的各分析方法,并选出其中一种作为对第二组试验进行预测的唯一的办法。对所选取的方法的进一步评价是通过对第二组试验(任务四)所作的分析预测与试验结果(任务五)的符合程度的分析进行的。试验结果及其与分析结果的比较在第三章和4.2.4节中给出。

任务七制定了飞机连接耳片损伤容限设计准则。这些准则在本质上与军用规范MIL-

A-83444 (见第四章参考文献[6])中的准则相似, 并且需要用于任务三至任务六中所研制并验证的各种方法对裂纹扩展所进行的分析。所推荐的准则在第 4.3 节中给出。

如图 0—1 所示, 以下所列的作为最终报告的一系列分册就是为记载这一规划所进行的工作而编写的:

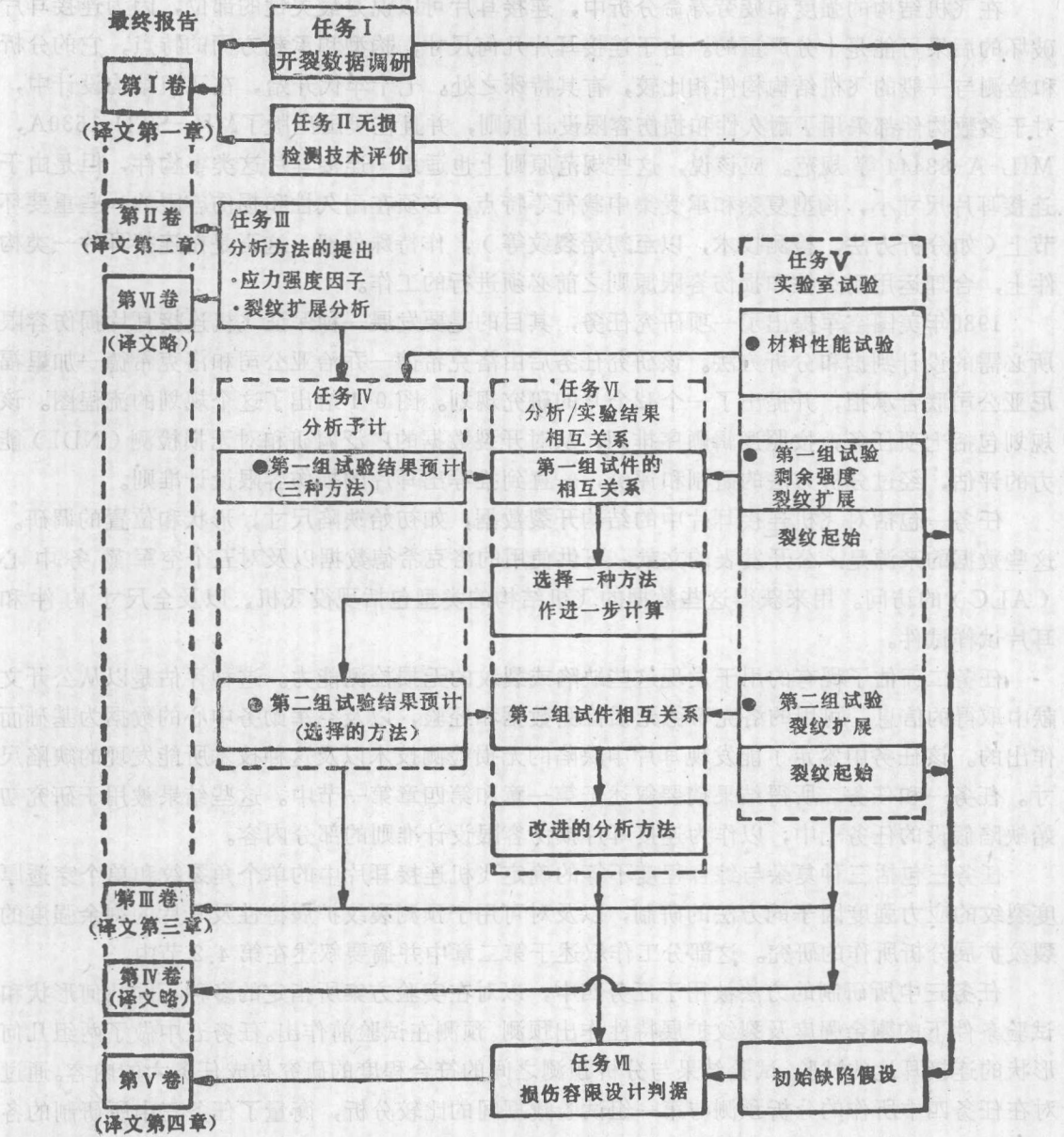


图 0-1 研究大纲流程图

- 一分册 连接耳片的开裂数据调研及无损探伤评估。(编译为《指南》第一章)
- 二分册 连接耳片的裂纹扩展分析方法。(编译为《指南》第二章)
- 三分册 连接耳片的裂纹扩展分析方法的实验评价。(编译为《指南》第三章)
- 四分册 列表给出的连接耳片的试验数据。(编译为《指南》时从略)
- 五分册 工作摘要及对连接耳片损伤容限准则的建议。(编译为《指南》第四章)
- 六分册 用于预测耳片中裂纹扩展的“LUGRO”计算机程序的用户手册(编译为《指南》时从略)

目 录

绪论	(①)
1. 耳片损伤及其无损检测技术	(1)
1.0 引言	(1)
1.1 开裂数据统计	(1)
1.1.1 耳片试件疲劳开裂数据	(4)
1.1.2 使用开裂数据	(11)
1.1.3 构件即全尺寸耳片试验	(19)
1.2 无损检测技术评价	(19)
1.2.1 无损检测方法	(19)
1.2.1.1 染色渗透法	(19)
1.2.1.2 磁粉粒法	(20)
1.2.1.3 磁性橡胶法	(20)
1.2.1.4 涡流法	(20)
1.2.1.5 超声波法	(20)
1.2.1.6 射线照相法	(21)
1.2.2 无损检测调查结果综述	(21)
1.2.3 推荐的可检缺陷目标尺寸	(22)
1.3 摘要和结论	(23)
参考文献	(24)
附录 1A 提高可靠性的多次检测法	(26)
2. 含裂纹耳片分析方法和裂纹扩展分析	(27)
2.0 引言	(27)
2.1 直耳片的应力强度因子	(29)
2.1.1 无裂纹直耳片的的应力	(30)
2.1.2 穿透裂纹应力强度因子计算方法	(34)
2.1.2.1 组合法	(34)
2.1.2.1.1 无限大板, 孔处的裂纹	(35)
2.1.2.1.2 板条对称裂纹	(35)
2.1.2.1.3 偏心的影响	(36)
2.1.2.1.4 板条孔边裂纹	(36)
2.1.2.1.5 开裂耳片	(39)
2.1.2.2 二维裂纹有限元方法	(43)
2.1.2.3 权函数方法	(49)
2.1.2.4 有干涉配合衬套的耳片的分析	(55)

2.1.3 角裂纹应力强度因子计算方法	(68)
2.1.3.1 单参数组合近似解法	(68)
2.1.3.2 双参数权函数近似解法	(68)
2.1.3.3 三维裂纹有限元法	(73)
2.1.4 含裂纹直耳片的弹塑性分析	(81)
2.2 斜削耳片的应力强度因子	(90)
2.2.1 斜削耳片的应力分析	(90)
2.2.2 斜削耳片的应力强度因子分析	(103)
2.3 裂纹扩展分析方法	(109)
2.3.1 裂纹扩展速率方程	(110)
2.3.1.1 Paris 公式	(110)
2.3.1.2 Forman 公式	(110)
2.3.1.3 Walker 公式	(110)
2.3.1.4 Paris 与 Forman 公式中常数的确定	(111)
2.3.2 谱载荷交互作用模型	(111)
2.3.2.1 Wheeler 模型	(111)
2.3.2.2 Willenborg 模型	(112)
2.3.2.3 广义的 Willenborg 模型	(112)
2.3.2.4 徐氏 (Hsu) 模型	(113)
2.3.3 裂纹扩展分析程序	(113)
2.4 结果摘要	(114)
2.4.1 直耳片应力强度因子摘要	(114)
2.4.2 斜削耳片应力强度因子摘要	(116)
2.4.3 疲劳裂纹扩展分析方法摘要	(116)
参考文献	(116)
附录 2A 与开裂耳片有关的 I 型应力强度因子公式	(122)
附录 2B 三维裂纹体应力强度因子经验公式	(127)
3. 耳片开裂的试验研究	(136)
3.0 引言	(136)
3.1 试验大纲	(136)
3.1.1 范围和原理	(137)
3.1.1.1 第 I 组试验	(137)
3.1.1.2 第 II 组试验	(138)
3.1.2 试验件描述	(141)
3.1.2.1 材料	(142)
3.1.2.2 第 I 组试件几何形状	(142)
3.1.2.2.1 材料特性试件	(142)
3.1.2.2.2 连接耳片试件	(142)
3.1.2.3 第 II 组试件几何形状	(143)

3.1.3 试验母体	(143)
3.1.3.1 第 I 组试验	(143)
3.1.3.1.1 材料特性试验	(143)
3.1.3.1.2 裂纹形成试验	(145)
3.1.3.1.3 剩余强度和裂纹扩展试验	(145)
3.1.3.2 第 II 组试验	(150)
3.1.3.2.1 材料裂纹扩展试验	(150)
3.1.3.2.2 裂纹形成试验	(151)
3.1.3.2.3 耳片裂纹扩展试验	(151)
3.1.4 制造过程	(154)
3.1.4.1 试件的机械加工	(154)
3.1.4.2 衬套的制造和安装	(156)
3.1.4.3 加载销钉	(158)
3.1.5 试验机和夹具	(159)
3.1.5.1 轴向加载试验装置	(159)
3.1.5.2 斜削耳片偏轴加载的试验装置	(160)
3.1.5.3 机翼外挂耳片试验装置	(162)
3.1.6 试验细节和过程	(163)
3.1.6.1 试验环境和加载频率	(163)
3.1.6.2 载荷谱	(163)
3.1.6.3 裂纹预测、裂纹监测, 标记载荷和断口金相显微观察	(165)
3.1.6.4 数据的归并	(166)
3.2 分析预测方法	(168)
3.2.1 分析方法摘要	(168)
3.2.2 预测应力强度因子可选用的方法	(170)
3.2.2.1 第 I 组试验的预测方案	(170)
3.2.2.2 第 II 组试验的预测方案	(170)
3.2.3 改进和新的分析解	(171)
3.2.3.1 方法的改进	(171)
3.2.3.1.1 临界裂纹尺寸的净截面屈服准则	(171)
3.2.3.1.2 改进组合法解的尝试	(173)
3.2.3.2 新的分析解	(174)
3.2.3.2.1 带钢衬套的斜削耳片的有限元分析	(174)
3.2.3.2.2 模拟的机翼外挂耳片的有限元解	(175)
3.2.3.2.3 带衬套耳片的改进的预测方法	(178)
3.3 试验结果和理论预测的比较分析 (一)	(180)
3.3.1 材料特性试验	(180)
3.3.1.1 化学分析	(180)
3.3.1.2 拉伸和压缩试验	(180)

3.3.1.3 断裂韧性试验	(180)
3.3.1.4 裂纹扩展速率试验	(183)
3.3.2 裂纹形成试验	(184)
3.3.3 剩余强度试验	(186)
3.3.4 裂纹扩展试验	(188)
3.3.4.1 基本的常幅试验	(189)
3.3.4.1.1 穿透裂纹常幅试验	(189)
3.3.4.1.2 角裂纹常幅试验	(193)
3.3.4.2 基本的块谱试验	(197)
3.3.4.2.1 穿透裂纹块谱试验	(198)
3.3.4.2.2 角裂纹块谱试验	(205)
3.3.4.3 基本的飞—续—飞谱试验	(211)
3.3.4.3.1 穿透裂纹飞—续—飞谱试验	(211)
3.3.4.3.2 角裂纹飞—续—飞谱试验	(212)
3.3.4.4 变参数试验	(215)
3.3.4.4.1 带干涉配合衬套的耳片试验	(215)
3.3.4.4.2 厚度变化试验	(217)
3.3.4.5 寿命预测精度的总结	(218)
3.4 试验结果和理论预测的比较分析(二)	(221)
3.4.1 材料的裂纹扩展速率关系的验证	(221)
3.4.1.1 超载标记加载序列	(221)
3.4.1.2 裂纹扩展迟滞模型	(221)
3.4.2 裂纹形成试验	(224)
3.4.3 销钉间隙对裂纹扩展的影响	(224)
3.4.4 耳片形状对裂纹扩展的影响	(230)
3.4.5 偏轴加载斜削耳片的裂纹扩展	(237)
3.4.5.1 铝斜削耳片	(237)
3.4.5.2 钢斜削耳片	(241)
3.4.6 在厚的直耳片和模拟的机翼外挂耳片中的裂纹扩展	(245)
3.4.6.1 厚的直铝耳片	(245)
3.4.6.2 模拟的机翼外挂耳片	(252)
3.4.7 寿命预测精度的总结	(255)
3.5 结论	(256)
3.5.1 从第 I 组试验得出的结论	(256)
3.5.2 新的分析方法的总结	(258)
3.5.3 从第 II 组试验得出的结论	(258)
参考文献	(259)
附录 3A 试件制造图纸	(261)
附录 3B 飞—续—飞加载试验谱	(274)

4. 耳片损伤容限设计准则 (建议) 结论 摘要	(284)
4.1 使用开裂调研及无损检测评估	(284)
4.1.1 使用开裂及使用破坏的原因	(284)
4.1.2 裂纹型式, 形状及位置	(285)
4.1.3 多个裂纹	(285)
4.1.4 临界裂纹及可检裂纹尺寸	(286)
4.2 裂纹扩展分析方法	(287)
4.2.1 直耳片的应力强度因子	(287)
4.2.2 斜削耳片的应力强度因子	(290)
4.2.3 疲劳裂纹扩展的计算	(292)
4.2.4 修正的裂纹扩展分析方法	(297)
4.2.5 裂纹扩展试验结果和分析摘要	(297)
4.2.5.1 试验计划	(297)
4.2.5.2 第 I 组试验结果和结论	(298)
4.2.5.3 第 II 组试验结果和结论	(300)
4.3 推荐的耳片损伤容限分析判据	(302)
4.3.1 耳片初始裂纹的类型, 形状和尺寸	(302)
4.3.2 多重耳片的裂纹多源特性	(303)
4.3.3 初始裂纹推荐的总结	(306)
参考文献	(306)

1 耳片损伤及其无损检测技术

1.0 引 言

本书所述研究工作的主要目标是提供一个用于制定连接耳片损伤容限设计准则的准绳。为了制定这样的准则，首先要给出耳片初始损伤总数的一个准确的定义。初始损伤总数涉及两个方面的问题：什么样的损伤可能和确实发生；什么样的损伤能够被发现（从而可从总数中排除）。第一章涉及的任务 I 和任务 II 即分别针对这两个问题。

为了得到关于连接耳片使用开裂和无损检测的数据，对五个空军空勤中心作了调查，表 1-1 列出这些调查的地点、日期和有关的人员。

表1-1 对空军空勤中心的调查

地 点	访问日期	被访人姓名
Hill 空军基地 Ogden 空勤中心	1981.6.22-23	略
McClellan 空军基地 Sacramento 空勤中心	1981.6.24-25	略
Kelly 空军基地 San Antonio 空勤中心	1981.10.5.	略
TinKen 空军基地 Oklahoma 城空勤中心	1981.10.6.	略
Robins 空军基地 Warner Robins 空勤中心	1981.10.8.	略

注：J.L.Rudd, T.M.Hsu 和 T.R.Brussat 出席了全部访问活动。

Hill 空军基地专门负责空军所有场站级的起落架维护大修工作。在该基地的调查包括参观其大型，半自动维护设备。与一位无损检测专家进行了讨论，该专家提供了大量关于无损检测方法及能力的看法。该基地提供了大量的金相破坏分析报告，得到两份关于使用开裂报告的复制件，其中70例使用开裂证明与以后考察的连接耳片有关。

McClellan 空军基地看来在无损检测领域内有极好的声誉。在该基地看到几种不同的、用于耳片的无损检测的示范，并提供详细的资料，特别是用于钢耳片的磁性橡胶方法和用于铝耳片的自动涡流方法。调研获得了少量的使用开裂数据。

关于应用于耳片的无损检测能力的讨论主要是在 Kelly 空军基地的调查中进行的。考察了一些显示连接耳片应用，特别是在战斗机机翼上的应用的图纸和报告。得到六份关于耳片中使用开裂的有关金相报告复印件。

在 Tinker 空军基地主要参观了疲劳试验室，然后又与九位该基地无损检测部及不同的空勤中心研究课题（包括如 B-1, B-52, E-3A 和 KC-135 型飞机）的代表进行了一次讨论。讨论的内容涉及无损检测方法和实际检查能力问题。提供了关于耳片设计应用方面和一些无损检测数据的资料，但没有得到使用开裂数据。

在 Warner Robins 空勤中心与有关从事损伤容限分析方法、断裂分析和无损检测 的人员进行了几次讨论。提供了许多该空勤中心人员收集的金相破坏报告的复制件，此后又邮寄来一系列这样的报告。这些报告最后被认为与本研究大纲有关的达43份。

除了这些从调查获得的数据以外，从公开文献、洛克希德加利福尼亚公司和洛克希德乔治亚公司的记录中也得到耳片开裂数据。本章第一节列举开裂数据并给出评价；在第二节提出无损检测的评价。在第三节列出对这两个任务得出的结论和建议。

1.1 开裂数据统计

用于耳片的损伤容限设计准则，实际上与现行军用规范 MIL-A-83444 “飞机 损伤容限要求”的相应准则是类似的。表 1-2 中列出的实际缺陷情况是 MIL-A-83444 提出应用于典型飞机结构初始缺陷假设的基础。

约定开裂数据调查按照表 1-2 的格式来确定耳片的典型（或最常见）裂纹源、部位、类型、形状、扩展原因和多重性。除了确定最常见的情况外，对飞机耳片上出现的所有种类的破坏类型也作了考察。

表1-2 大尺寸结构中最典型初始损伤（MIL-A-83444 中涉及的）

来源	制造或材料缺陷
部位	在切向应力最大的紧固件孔处
类型	角裂纹(或者对薄板来说为穿透裂纹)
形状	四分之一圆(角裂纹)
扩展原因	疲劳
多重性	有普通紧固件孔的组合结构元件常有类似的双裂纹

共考察了三种不同类型的开裂数据：试件疲劳试验数据，大部分取自公开发表的文献；部件和全尺寸试验数据，大部分采用洛克希德加利福尼亚公司和洛克希德乔治亚公司的记录；维修开裂数据，取自洛克希德公司和对五个空军空勤中心访问得到的冶金方面的分析资料。

文献中给出的耳片试件疲劳数据有几个优点：文献中提供的数据通常较从维护破坏中可得到的数据全面得多，并且一个报告内就包括了若干个同样的试验，因而其结果可反映出有效的规律而不是孤立的情况。

另一方面，耳片试件中几何和载荷条件的简化不可避免地使数据在某种程度上有片面性。所以，试验结果还要受到某些有关耳片的全尺寸和部件疲劳试验的检验。

由全尺寸和部件试验得到的数据也有其局限性。因为所得到的只是疲劳的结果而象腐蚀这样的损伤起始和扩展的原因则不大可能得到，因而象关于耳片破坏原因的统计数据这样的资料只能从实际维修开裂数据中得到。

在着手开裂数据调查之前，先对洛克希德加利福尼亚公司生产的飞机中常使用的三种类型耳片形状作了统计分析。耳片形状参数用孔径与厚度比值 D/t 和宽度与孔径比值 W/D 来表达。图1-1和图1-2是这些数据的概率曲线。曲线的横坐标表示其估算概率，即若从一组与

该78个所采集耳片数量相同的耳片中任取一个耳片，其 W/D 比值（或 D/t 比值）将小于此曲线上的值。例如，由图 1-1 可大致看出 D/t 比值小于 1.0 的概率为 10%。这 78 个所采集耳片的中值的概率数为 50%，其 W/D 与 D/t 比的中值分别为 1.785 和 2.0。图 1-1 和图 1-2 对于判断飞机耳片的使用状况是很有用的。

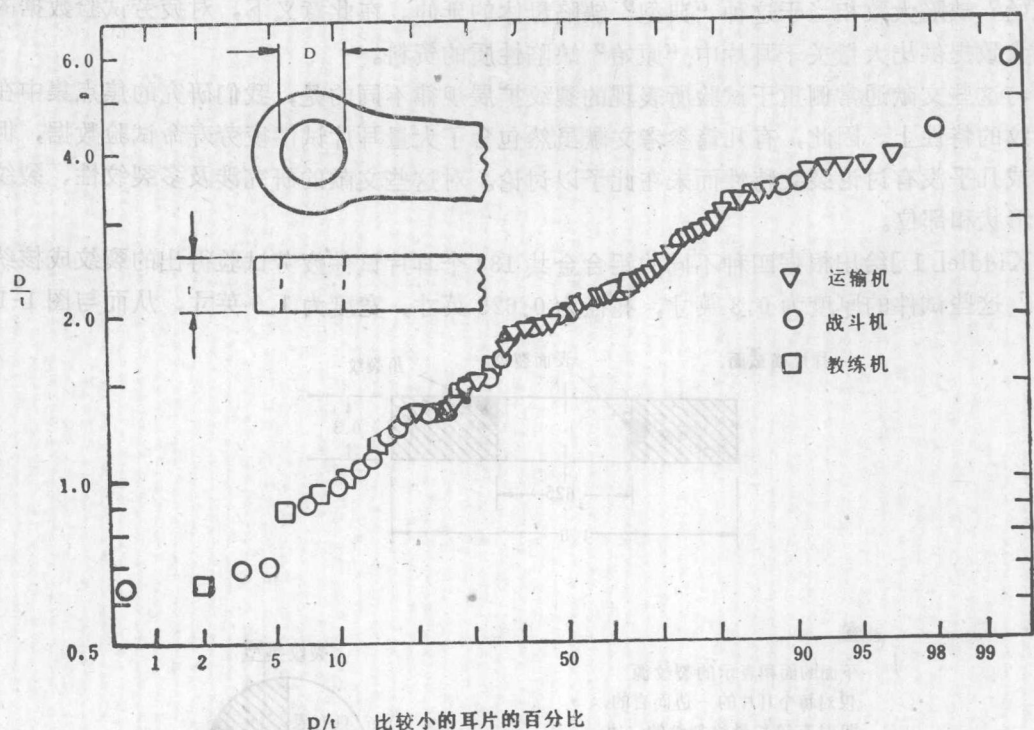


图1-1 对78个取自洛克希德加利福尼亚公司飞机耳片的孔径与厚度比值的调查

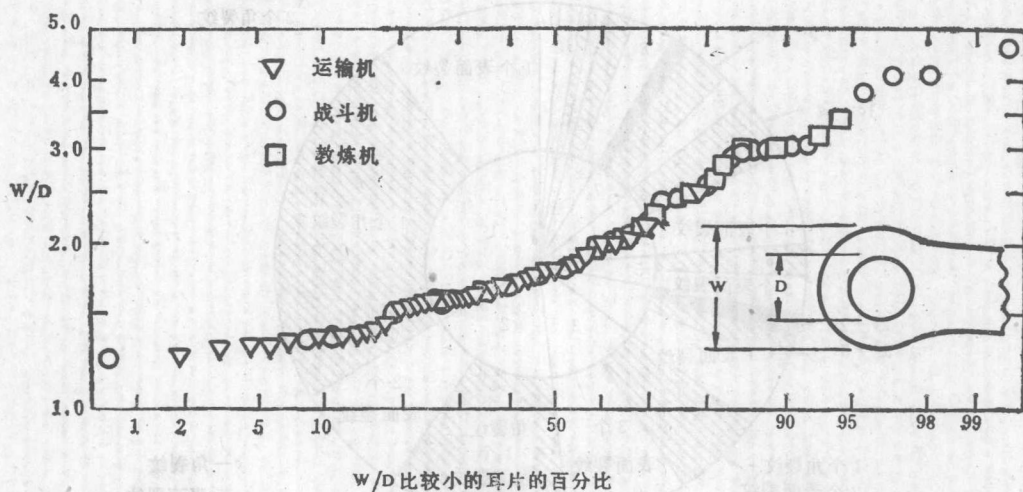


图1-2 对78个取自洛克希德加利福尼亚公司飞机耳片的宽度与孔径比值的调查

1.1.1. 耳片试件疲劳开裂数据

通过对疲劳文献的研究，考察了连接耳片试件的开裂特性。这些数据可认为代表了典型的耳片几何、材料和加工方面的特性。通过人为地施加高应力水平，引发疲劳裂纹扩展，并推测是从按耐久性分析原则提出的“典型”初始缺陷开始扩展的。适用于损伤容限分析的“原始”缺陷大致相当于这种“典型”缺陷母体的延伸。在此意义下，对疲劳试验数据的研究可大致提供出大量关于耳片中“原始”缺陷性质的资料。

与这些文献通常侧重于试验所表现的裂纹扩展规律不同的是，我们研究的焦点集中在那些裂纹的特性上。因此，有几篇参考文献虽然包含了大量耳片试件疲劳寿命试验数据，但因没有或几乎没有讨论裂纹特性而未在此予以讨论。对这些文献的研究涉及多裂纹性、裂纹类型、形状和部位。

Kiddle[1]给出根据四种不同的铝合金共134个耳片试件疲劳试验得出的裂纹成核统计结果。这些试件的厚度为0.3英寸，孔径为0.625英寸，宽度为1.6英寸，从而与图1-1和

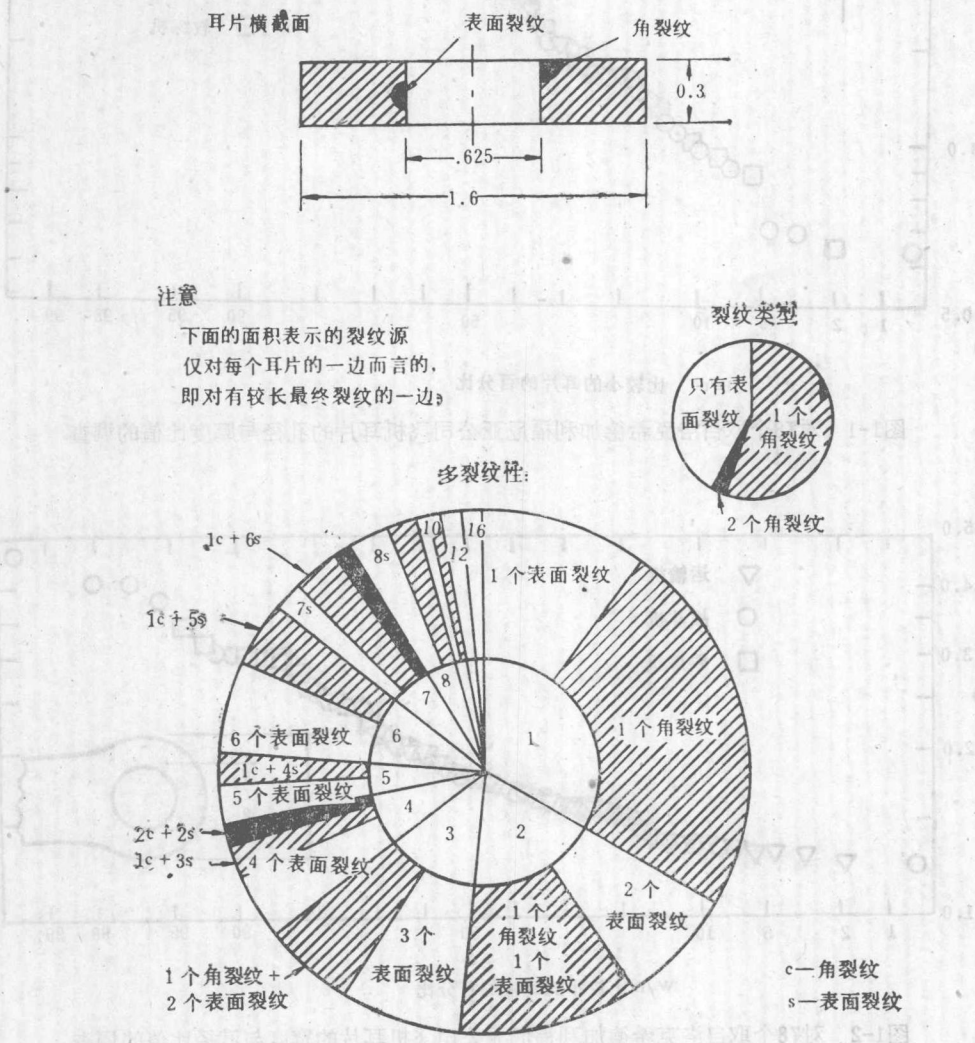
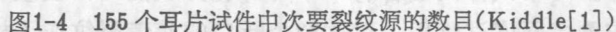


图1-3 155个耳片试件中主裂纹源的数目

试验后检查裂纹表面, Kiddle 发现一个很明显的趋势, 即裂纹源的数目随所加应力的增高而增加。图 1-3 中圆盘百分比图显示出的裂纹源数目和类型是发生在耳片孔“主要”裂纹一侧的情况, 该侧有较大的最终裂纹。在 155 个试件中有 2/3 以上产生多裂纹源, 多达 16 个分离的裂纹贯穿 0.3 英寸的厚度。小圆盘百分比图显示出一半以上的试件至少有一个角裂纹源。图 1-4 表明 Kiddle 的耳片试件中“次要”裂纹的数据与“主要”裂纹的情况相类似。值得注意的是这 155 个试件中除两个外, 在疲劳试验时都在耳片孔两侧产生了疲劳裂纹。



Schijve 和 Hoeymakers[2]给出的数据表明在耳片中自然裂纹的扩展比具有同等尺寸和形状、人工引发的裂纹的扩展慢得多。他们将这一差别归因于自然裂纹情况下不确定的裂纹平面。由于多重且非共面裂纹源的影响,对扩展的裂纹起扰乱从而也起减缓的作用。他们的结论是多重裂纹也许并不象其它文章中估计的那样危险。

5

较长,从而已超过了这些裂纹源区域后,自然裂纹的扩展速率仍大大低于人工预制裂纹的扩展速率。对于这些在较长裂纹时的差别和位于裂纹源处时的差别比例的描述是令人怀疑的。另一方面,耳片销上磨蚀附着物的沉积能够改变销钉载荷分布,由此降低应力强度因子并从而造成较缓慢的裂纹扩展。合理的解释似乎是当文献[2]中引发自然裂纹的同时,磨蚀附着物的沉积可能阻碍下一步的扩展。与此相比,一个人工预制裂纹则没有经过这种预先的循环历程。从而,是否象 Schijve 和 Hoeymakers 所提出的那样是由于多重裂纹源导致了较缓慢的裂纹扩展的结论还有待进一步确定。

Ghena 在文献[3]中给出耳片试件等幅疲劳试验的结果。他所用的耳片试件的几何参数与 Kiddle[1]所用的类似。尽管出现了多重裂纹源并被提及,但并未对此予以系统的介绍。不过,文献中记录了最终导致58个试件破坏的主导裂纹的类型。这些位于孔壁上的裂纹有角裂纹、孔壁内表面裂纹、表面角裂纹(接近角裂纹的表面裂纹)。如图1-5所示,在这些试验中,角裂纹和表面裂纹都是大约同样常见的。连接销如文献[1]中一样,是在公差允许范围内的松配合。

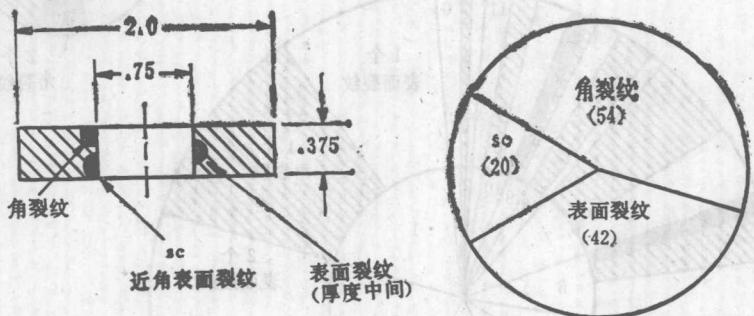


图1-5 主要疲劳裂纹的裂纹类型(Ghena[3])

若耳片或连接销钉受到面外弯曲,则可预料会出现角裂纹。在空心销或长、细销(低D/t比)情况下极易发生连接销钉弯曲。

Mann 等人在文献[4]中给出16个等幅和4个简单程序加载疲劳试验的结果。其中耳片厚度为1.25英寸、连接销为0.75英寸。这些试件的D/t比值为0.6,低于图1-1所列出的78个使用耳片中任何一个。连接销钉弯曲和出现角裂纹是预料中的。

多重角裂纹开裂是这16个等幅试验的共同特点。共分四个应力水平进行了试验,每个应力水平做了四个试件。每个试件两端各有一个耳片孔,从而当一端破坏时,另一端也出现裂纹。在对未断开端作剩余强度试验后,对这32个断口的疲劳裂纹作了检查。图1-6中绘出所观察到的四种裂纹,这些裂纹是:角裂纹(C);裂纹中心线距棱角0.1英寸范围内的半圆表面裂纹(SC)可称为近角表面裂纹;在孔壁内的半圆表面裂纹(S);浅表面裂纹(SS)。如大园盘百分比图所示,角裂纹有71个,近角表面裂纹有17个。等幅载荷不引发S型或SS型裂纹。

从而,在等幅加载条件下的32个耳片端部中平均每个耳片孔有2.75个角裂纹或近角表面裂纹。在疲劳试验中断开的一端,每个试件至少有两个裂纹,并且平均每个耳片试件有3.25个角裂纹或近角表面裂纹。

四个谱载试验采用一种低一高一低加载顺序,这些应力水平与等幅加载试验中的一样。