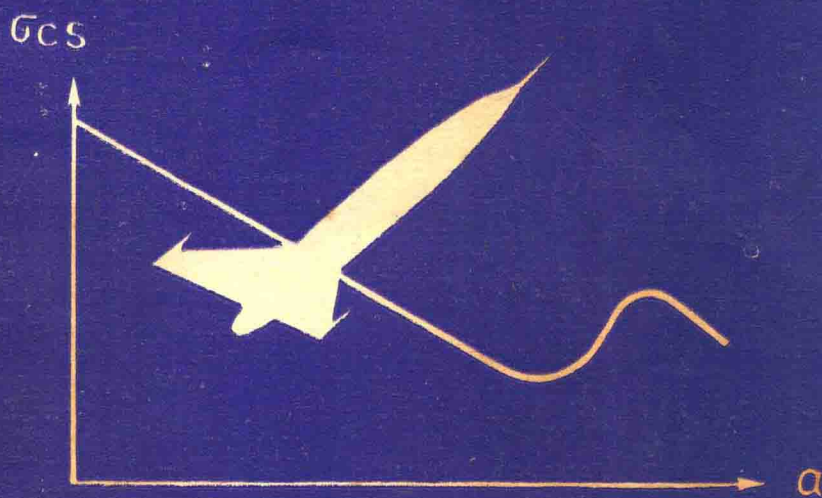


美国空军损伤容限

# 设计手册

上册



西北工业大学



# 美国空军损伤容限设计手册

(飞机损伤容限分析和设计指南)

上 册

西北工业大学

## 摘 要

本手册是为MIL—A—83444美国空军损伤容限要求出版的第一个辅助文献。手册为规范的详细要求提供了一些具体的背景资料和论证，并提供了一些应用指南和现代化的分析方法以帮助承包商和美国空军人员遵循规范的精神和解决一般金属飞机结构中的断裂问题。内容对评估MIL—A—83444发布以前设计的现役飞机的损伤容限一般已能满足应用。手册编的目的是为了对规范MIL—A—83444进行简明扼要的概括，同时提供一些具有现代水平的分析方法、试验技术和无损检验方法，此外，对建议或推荐的实际使用方法和限制条件也有所论述。为了方便用户还把有关的一些美国空军结构规范作为本手册的附录复制于后。

## 翻 译 说 明

《飞机损伤容限设计手册》是美国飞行动力试验室Howard A. Wood和Robert M. Engle Jr在1977年1月至1978年9月编写的，1979年1月正式发表。手册原拟编写十一章（见本手册目录），但1979年1月载于ADA078216报告中仅有一、二、四、五共四章，其余章节待后补。已发表的这四章，第一、二章对规范MIL—A—83444损伤容限要求做了简明的概括和说明，并提供了一些背景材料，第四、五章对剩余强度的确定和损伤扩展的分析方法和应注意的问题作了评述性的综合论述。对研究美国军用规范MIL—A—83444；对现在使用的现役飞机进行损伤容限分析；对新设计的飞机考虑采用损伤容限设计都有一定的参考价值。因此，我们决定先把这四章译出和原书附录的四个有关的美军标准、规范作为上册先行出版以供参考的急需，其余各章资料到后即组织译出作为下册出版。

该手册由西北工业大学飞机结构强度研究所所长黄玉珊教授领导组织翻译，第一、二章由田村同志翻译，第四章由付祥炯、林富甲同志翻译，第五章由邢文珍、许家瑶同志翻译。对书中的明显错误我们已进行了改正，原手册因引用其它文献资料所以符号有些紊乱，凡我们能辨明的，均在该页下面作了注解。附录有关的四个美军标准、规范前已有人译出，在印刷本手册时我们未作改动，原译校者姓名均附注在该文末尾，在此特向原译校者表示感谢。

由于我们专业知识和外语水平的限制，译文可能会有错误或不当之处希望读者予以指正。

译 者

82年6月

# 目 录

章	页数
1·0 引言·····	1
2·0 要求概要·····	3
3·0 损伤尺寸的考虑 (原文缺待补)	
4·0 剩余强度的确定·····	35
5·0 损伤扩展分析·····	99
6·0 损伤容限分析一例题 (原文缺待补)	
7·0 损伤容限试验 (原文缺待补)	
8·0 单个飞机的跟踪 (原文缺待补)	
9·0 断裂控制指南 (原文缺待补)	
10·0 设计指南 (原文缺待补)	
11·0 修复指南 (原文缺待补)	
附录: 规范和标准	
i MIL—STD—1530A·····	150
ii MIL—Spec—83444·····	168
iii MIL—Spec—8866B·····	177
iV MIL—Spec—8867B·····	187

# 第一章 引言

## 1.0 引言

### 1.1 概 论

这是为MIL—A—83444美国飞机损伤容限要求出版的第一个辅助文献。这本手册的目的在于对MIL—A—83444的详细要求提供一些具体的背景资料和论证，并提供一些应用指南和现代化的分析方法以帮助承包商和美国空军人员遵循规范的精神。另外，也为了帮助上述人员解决通常金属飞机结构中的断裂问题。

本书的内容已足够用于评估在MIL—A—83444发布以前设计的现在服役飞机的损伤容限。损伤容限分析需要材料的断裂性能数据，这些数据可以从MCIC—HB—01“高强度合金断裂和裂纹扩展数据汇编”中查到。在这本书里刊有通用的一些数据，如临界平面应变应力强度因子 ( $K_{Ic}$ )，平面应力和过渡应力强度因子 ( $K_c$ )，腐蚀介质中的门槛应力强度因子 ( $K_{Isc}$ )，腐蚀介质中的承载裂纹扩展速率 (用 $K_I$ 表示的 $da/dt$ )和疲劳裂纹扩展速率 (用 $\Delta K$ 表示的 $da/dN$ )。为了方便用户，现把有关的美国空军结构规范复制于后作为本手册的附录。本手册内容如有与MIL—A—83444抵触或矛盾的地方都是无意的，在所有的情况下，权威性文件就是现行的规范。本手册全部章节编号都是参照MIL—A—83444的相应章节编定的，如手册的3·1·1·2节讲述的就是MIL—A—83444的3·1·1·2节的内容——“继续损伤”。

### 1.2 背 景

在各种军用飞机上发生的结构破坏和断裂问题已经造成了很大的费用损失，影响了结构的发展，使用中的维护和修复费用已高到不能接受地步，增大了不工作时间 (downtimes)，并且在一些情况使飞机损毁。空军研究得出的结论是：疲劳，应力腐蚀和腐蚀疲劳是裂纹扩展的根本机理。另外，还发现先存的制造质量缺陷 (如划伤、裂纹、毛刺、断裂等)或使用中造成的损伤 (如腐蚀坑斑)也是经常导致断裂的基本原因。这些裂纹对飞机安全的影响主要取决于：它们的初始裂纹尺寸，在使用期中裂纹扩展速率，临界裂纹尺寸，对结构的检查能力和主要结构设计的遏制断裂的能力。从飞行安全的立场出发，为了谨慎，假定新的飞机骨架结构能够且经常总是含有这样的被始损伤，同样，对老的飞机和使用中出现过裂纹的结构，飞行安全保证主要通过考虑初始裂纹模型，其中某些假定存在的初始损伤的尺寸要符合外场或制造时的检查能力。假定损伤的临界尺寸可以考虑是刚小于相应的无损检验方法所能检测的损伤尺寸。MIL—A—83444的目的，就在于确保在飞机的设计寿命期间任何一个时刻最大可能的初始损伤将不会发展到危及飞行安全的尺寸。当具体解释和应用规范的时候，可以通过以下工作来达到规范的要求：

- a. 正确的选择和控制材料。
- b. 控制应力水平。
- c. 应用断裂遏制设计原则。
- d. 生产过程控制。
- e. 采用可靠的检查方法。

如果能够满足规范的要求,那么结构的耐久性也可望会得到改进,但这并不是损伤容限要求的主要目的。至于为尽可能减少和推迟由于疲劳和腐蚀造成的裂纹发生和结构的破坏时间,也就是耐久性的问题,这包括在规范MIL—A—8866B中。

### 1·3 手册的说明

本手册编写的目的是为了对规范MIL—A—83444进行简明扼要的概括,同时为这些严格的假设提供一些基础资料和根据。手册也提供了具有现代水平的合宜的分析方法、试验技术和无损检验方法,同时对建议或推荐的实际使用方法和限制条件也有所论述。第二章到第十一章编写了以下一些题目:

**第2章要求概述**,它包括对规范MIL—A—83444要求的回顾,为了清楚起见举出一些例子用数据说明具体要求和假设以及对一些数据加以限制的理由。

**第3章损伤尺寸的考虑**,讨论了合宜的无损检验实地应用,现代化的方法,无损检验论证大纲,使用中无损检验的应用,并举了一些具体例子来说明如何假定存在结构中的损伤。

**第4章剩余强度的确定**,概述了理论、方法、要求的假设,材料数据,实验验证和估计有裂纹结构的最后断裂强度或遏止裂纹潜力的一些例子。

**第5章损伤扩展分析**,介绍了作为时间、循环和承载次数函数的裂纹扩展速率的估计现行方法,给出了一些例子指出了这些方法的限制条件,材料数据的应用和建议进行的试验以保证预测和建立置信水平。

**第6章损伤容限分析——模型问题**,详细分析了一些典型结构的例子以说明方法和要求的假设。

**第7章损伤容限试验**,介绍了方法和推荐验证方法的试验,验证剩余强度和缓慢裂纹扩展速率的全尺寸试验。

**第8章单个飞机的跟踪**,介绍了单个军用飞机基于裂纹扩展模型考虑到使用变化因素的可行的现行方法。

**第9章断裂控制指南**,介绍了拟定和实现MIL—STD—1530 (5·1·3·1)要求的损伤容限控制计划的方法和过程。

**第10章设计指南**,论述了当设计满足MIL—A—83444要求的新飞机应当考虑的因素。

**第11章修复指南**,论述了当进行修复设计时,为了确保原结构的基本损伤容限不致因修复工作而降低应当考虑的因素。

# 第二章 要求概要

## 2.0 要求概要目录

节	页数
2.1 总论	7
2.2 设计类型	11
2.3 检查类型和检查间隔	13
2.4 初始损伤假定	14
2.4.1 完整结构初始损伤假定	14
2.4.2 完整结构—临界孔质量	17
2.4.2.1 继续损伤	18
2.4.2.2 紧固件方针	18
2.4.3 使用中检查损伤假设 (假定的最小值)	20
2.4.4 对小于缓慢裂纹扩展结构规定的裂纹尺寸的论证	21
2.5 剩余强度要求	22
2.5.1 概述	22
2.5.2 破损安全结构在传力途径失效时剩余强度要求 $P_{yy}$ (单传力途径失效载荷)	23
2.5.3 破损安全结构在传力途径失效后剩余强度载荷 $P_{xx}$ 的确定	23
2.6 安全损伤扩展要求的期限 (未修复使用期限)	25
2.6.1 缓慢裂纹扩展不可检结构	25
2.6.2 缓慢裂纹扩展场站级可检结构	25
2.6.3 破损安全结构—完整要求	26
2.6.4 剩余结构—破损安全类型	26
2.7 MIL—A—83444应用释例	26
2.7.1 结构设计	26
2.7.2 设计使用寿命	26
2.7.3 结构设计概念的选择	26
2.7.4 对使用中检查的考虑	27
2.7.5 初始裂纹的考虑	27
2.7.6 检查后使用中裂纹的假设	28
2.7.7 主传力途径破坏后剩余结构的损伤	28
2.7.8 完整结构分析—剩余强度要求和损伤扩展限制	29
2.7.9 完整结构分析 (其它方面要求)	29

2.7.10 对完整结构分析的讨论	29
2.7.11 传力途径破坏后对剩余结构的分析	30
2.7.12 剩余强度载荷 $P_r$ 的推导	31
2.7.13 增加的损伤扩展 $\Delta a$	31
2.7.14 传力途径失效后对剩余结构另一种分析方案	32
2.7.15 缓慢裂纹扩展的验证	32
2.7.15.1 缓慢裂纹扩展—使用中不可检	33
2.7.15.1.1 假定由于制造缺陷造成的初始裂纹尺寸	33
2.7.15.1.2 剩余强度载荷 $P_{rx}$	33
2.7.15.1.3 分析要求	33
2.7.16 缓裂慢纹扩展一场站级或基地级可检	34

## 图 目

### 图

2.1 剩余强度和损伤扩展要求
2.2 MIL-A-83444要点
2.3 损伤容限结构设计类型
2.4 耳片例
2.5 机翼翼盒例
2.6 合理选择初始损伤尺寸的图示
2.7 完整结构初始裂纹假设概括图
2.8 紧固孔加工和装配损伤例(缺)
2.9 涡流检测紧固孔裂纹的可靠度
2.10 检测表面裂纹制造检查的可靠度
2.11 假定初始裂纹对厚度考虑的准则
2.12 临界合格孔质量
2.13 缓慢裂纹扩展结构当损伤扩展至自由边终止后继续损伤例
2.14 缓慢裂纹扩展结构初始损伤由于元件破坏而终止后继续损伤例
2.15 使用中可检结构初始裂纹尺寸概图
2.16 目视检查最低无损检验检测能力的研究
2.17 验证试验概念图
2.18 用于超越曲线的 $m$ 因数推导方法
2.19 从超越曲线求 $P_{rx}$ 的例
2.20 结构例
2.21 破损安全多传力途径结构的初始裂纹
2.22 场站级渗透或超声检查后初始损伤

- 2·23 主传力途径失效（壁板2）后初始裂纹假定
- 2·24 完整结构在场站级或基地级检查小于破坏的传力途径后剩余强度和损伤扩展限制
- 2·25 完整结构当场站级检查不能发现小于破坏了的传力途径时剩余强度和损伤扩展限制
- 2·26 传力途径失效后剩余结构的裂纹扩展（缺）
- 2·27 传力途径失效后剩余结构的剩余强度
- 2·28 壁板载荷 $P_2$ 重新分布给其相邻结构的示意图（缺）
- 2·29 在损伤扩展分析中扩展增量 $\Delta a_2$ 的研究——剩余结构损伤环视可检。
- 2·30 在损伤扩展分析中扩展增量 $\Delta a_2$ 的研究——场站级可检
- 2·31 损伤扩展和剩余强度要求——剩余结构场站级可检
- 2·32 本例中缓慢裂纹扩展结构初始裂纹的假定
- 2·33 本例中损伤扩展和剩余强度要求——缓慢裂纹扩展不可检结构
- 2·34 本例中损伤扩展和剩余强度要求——场站级可检

## 表 目

表	页数
2—1 使用中检查概要.....	13
2—2 检查间隔放大因数.....	24
2—3 安全裂纹扩展要求的期限——破损安全类型剩余结构.....	26

## 定 义

**最小假定初始损伤尺寸** (节2.4) ——最小假定的初始损伤尺寸是最小的裂纹状缺陷, 它被用来作为分析结构的剩余强度和裂纹扩展特性的起点。

**最小假定使用中损伤尺寸** (节2.5) ——最小假定的使用中损伤尺寸是在完成一次使用检查后, 假定在结构中存在的**最小损伤**。

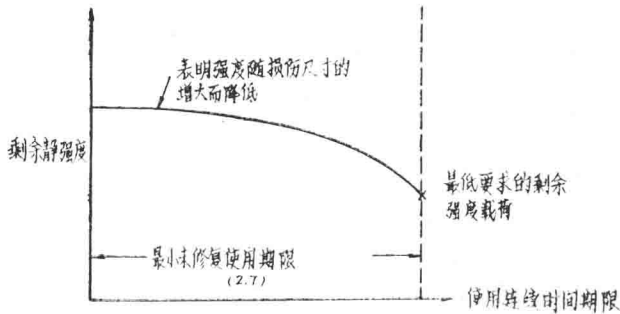
**最小未修复使用期限** (节2.7) ——最小未修复使用期限是指结构中出现了一定程度的损伤(假定为初始损伤或使用中损伤)尚未进行修复和允许其发展的这段使用时间期限。

**最低要求的剩余强度载荷** (节2.6) ——最低要求的剩余强度载荷规定为, 在规定的未修复使用期限内, 飞机必须能够承受存在的损伤, 不危及飞行安全或降低飞机性能最小的内部构件载荷。

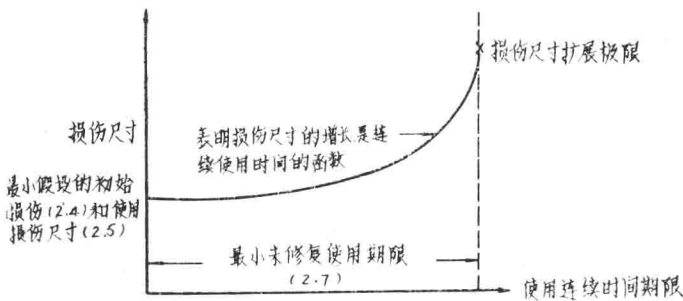
**损伤尺寸扩展限制**——损伤尺寸扩展限制是在剩余强度水平不降至低于其要求的水平时, 初始损伤或使用中损伤允许扩展到的最大尺寸。

## 2.1 总 论

美国空军在MIL—A—83444中规定的损伤容限设计要求，可以应用于所有要求飞行安全的结构。也就是说，这些结构破坏可直接使飞机损毁，或者说，结构损坏未被发现的话将导致飞机损毁。这个要求规定，假定损伤以潜藏的形式存在于新结构的每个结构的中（危险的部位与应力场有关而且处于高应力区域）。在规定的使用期中或使用期末尾，这种结构必须能成功的控制初始假定的损伤扩展并保持有一最低水平的剩余静强度。图2.1用图的形式说明这种要求。因为通常剩余强度是随着损伤尺寸的增大而降低，因此，剩余强度和损伤扩展的要求是与最大允许损伤尺寸或者与由最低要求的剩余强度载荷所确定的损伤尺寸扩展限制相关联的。安全扩展期限（未修复使用期限）则与飞行器的设计寿命要求或计划的使用中检查间隔有关。虽然MIL—A—83444规定的要求看起来要比图2.1复杂，但所有的要点这里都谈到了。在第二章以后的部分还要对每一个要点作些说明。



(a) 剩余强度图



(b) 损伤扩展图

图 2.1 剩余强度和损伤扩展要求

每一种结构都可以视为损伤容限定义的两中结构类型中的一种（参看 MIL—A—83444 设计概念），这两种结构类型是：

缓慢裂纹扩展——属于这种类型，结构被设计成初始损伤在使用环境下将稳定的，以缓

慢速率扩展。并且损伤尺寸不会扩大到将引起迅速不稳定扩展。

破损安全——属于这种类型，结构被设计成发展着的损伤将被一条破坏的主传力途径或其它损伤抑制装置安全的遏制。

对缓慢裂纹扩展结构来讲，损伤容限（安全性）仅仅是靠下面的条件来保证的：损伤扩展保持在低速率，保持有一定的剩余强度能力，对亚临界损伤保证要不在场站级检查中就被查出，要不在几个设计寿命时间内不会达到不稳定发展的尺寸。对破损安全结构来讲，损伤容限（安全性）是靠下面条件来保证的：允许部份结构损坏，在结构全部损坏以前有发现这些损伤的能力，在检查前有部份损伤的结构仍具有安全工作的能力，并且在整个这个期间保持有规定的静剩余强度。

为了对缓慢裂纹扩展和破损安全两种类型的结构提供差不多相同的损伤容限水平，研制了MIL—A—83444要求。正如节2.4所讨论的那样，主要是通过规定不同的假定初始裂纹尺寸来实现这个目的的。

每个结构必须证明它适用于规定的使用中可检查度类型中那一种类型（参看MIL—A—83444中“可检查度”），包括把缓慢裂纹扩展结构看作是“使用中不可检”的结构。不同的可检查度与进行使用中检查时的方法、设备和其它技术有关，也和可达性和检查地点（外场或场站）有关。这些规定在MIL—A—83444节6.2中。

在这个规范中，详细要求根据规定的设计类型分为：

缓慢裂纹扩展结构：节3.2.1

破损安全结构：多传力途径结构一节3.2.2

止裂结构一节3.2.3

选择最适合的损伤容限类型从而确定结构型式是由设计人员和分析人员选定的，而使用中可检查度的选择多少要受到些限制，这在MIL—A—83444中有说明。检查要求是根据过去和现在的经验研定的并且认为能合理的估计将来的实际情况。规范的目的就是对所有完整结构（亚临界损伤尺寸的缓慢裂纹扩展结构和损伤尺寸小于一条损坏传力途径的破损安全结构）为维持最低的设计限制载荷提供剩余强度能力。这种要求考虑了满限制载荷设计，因而对飞机的使用可不加限制。这种要求的强制性包括对场站级可检和场站级不可检的缓慢裂纹扩展型结构。为了有助于了解使用MIL—A—83444的方法，现将其要点和对缓慢裂纹扩展型要求和对破损安全型要求相对应的章节示于图2.2。每一个纵的流程说明校验相应类型结构的顺序。正如节2.2所述，破损安全结构必须同时满足对完整结构和对剩余结构的要求。缓慢裂纹扩展结构必须满足场站级可检或不可检结构的要求。对每个结构来说，下列参数都是需要予以评述的：

a. 设计类型由——设计人员任意选定

b. 使用中检查能力等级——限定的检查类型——类型选择是大纲选定的

c. 检查间隔——对不同结构规定的值——应当在设计中使用，但对一些特殊设计也可根据单独系统的要求作些改变。

d. 初始损伤，使用中损伤和继续损伤假定——规定值——经过证明和论证允许更改这些值（参看节2.4.4）。

e. 最低要求的剩余强度——求得平均值，规定以检查类型和检查间隔表示——不

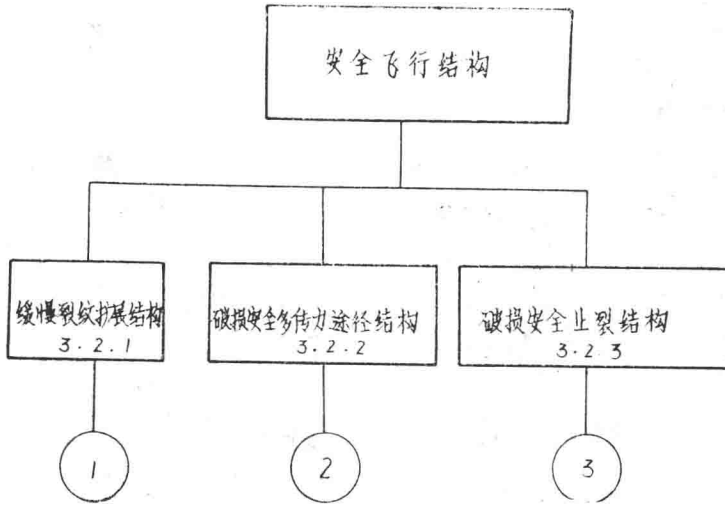


图 2 2 MIL-A-83444 要点

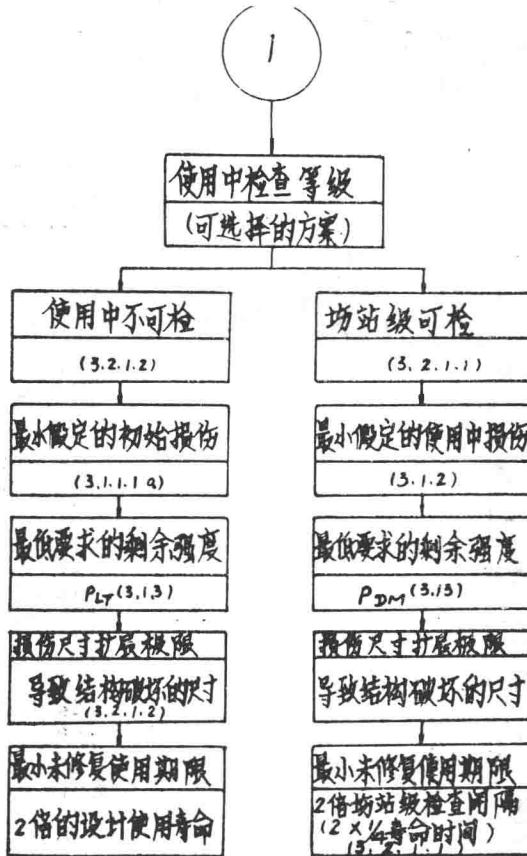


图 2 2 (续)

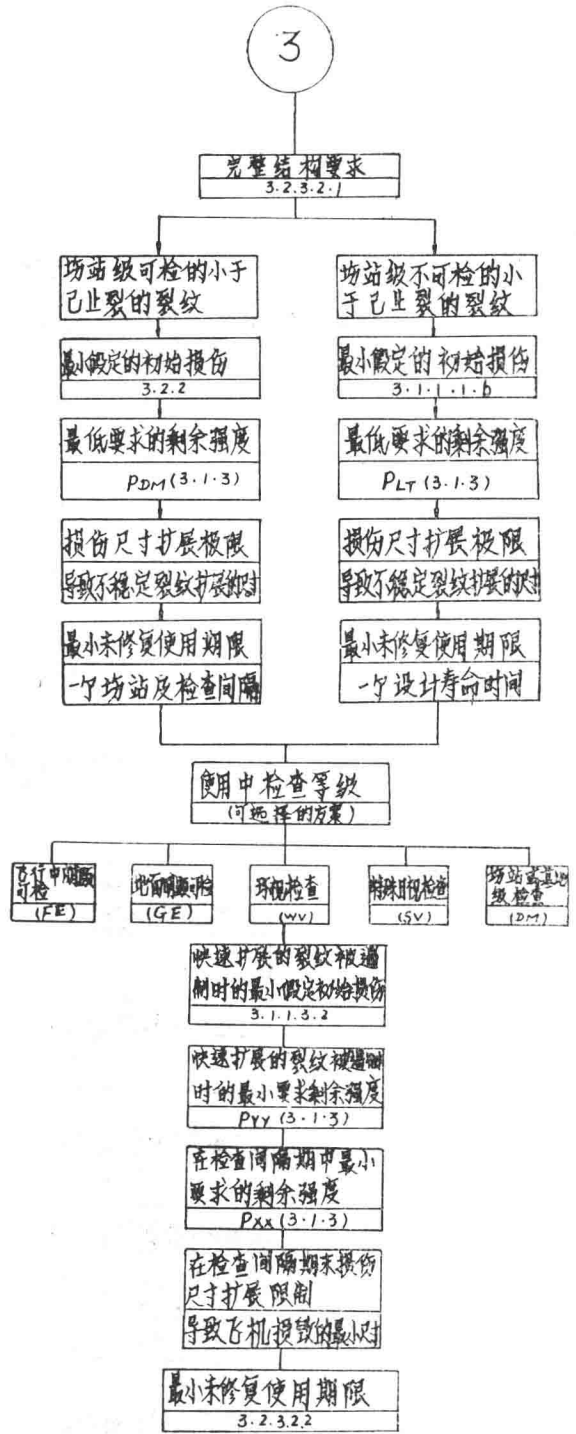
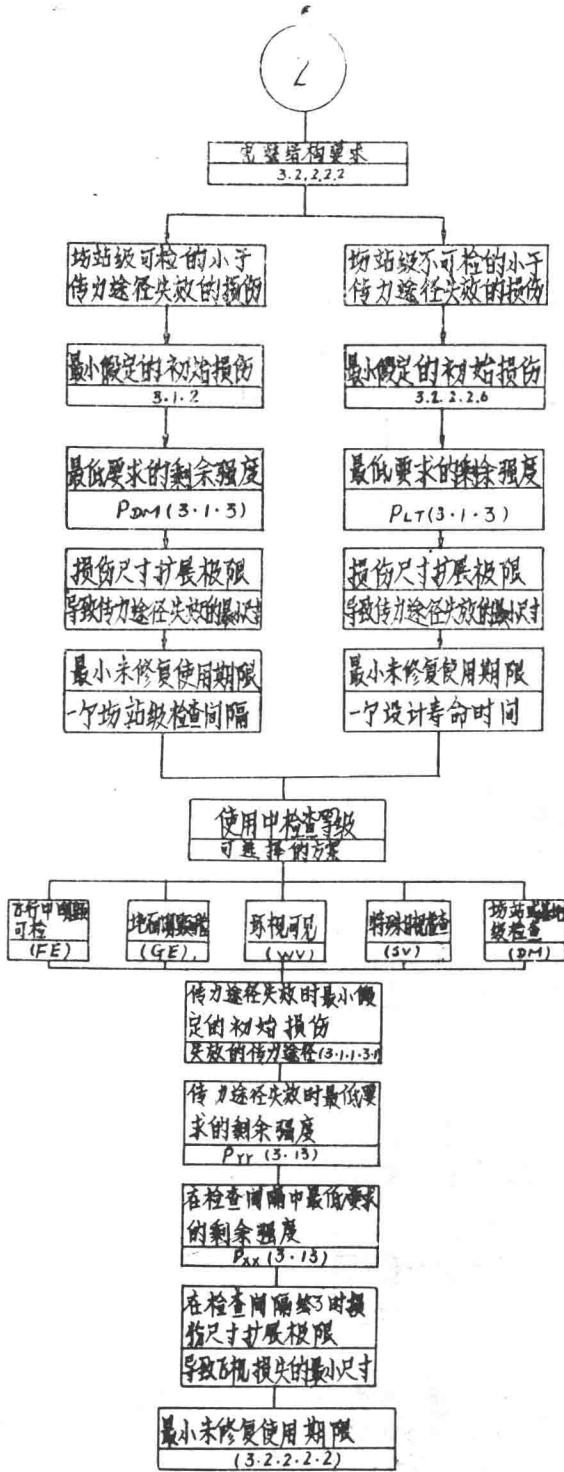


图 2.2 (续)

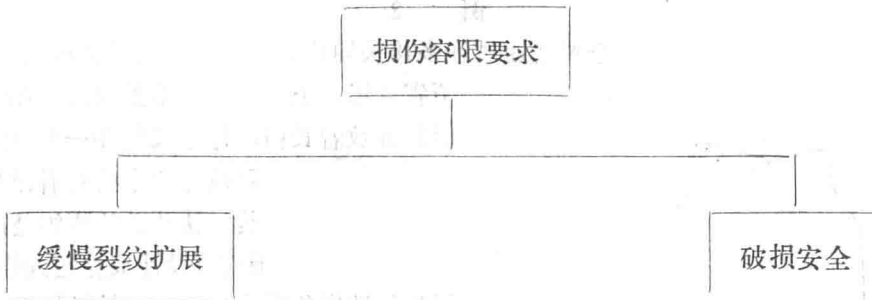
图 2.2 (续)

能任定。

- f. 损伤尺寸扩展限制——限定值。
- g. 未修复使用期限——限定值。
- h. 剩余结构损伤尺寸——限定值。

## 2.2 设计类型

选定适当的设计类型（破损安全或缓慢裂纹扩展）（图2.3）是应用MIL—A—83444的



这种类型包括所有结构型式的单和多载荷途径结构。这种类型的结构被设计成初始损伤将以稳定、缓慢的速率扩展，在规定的缓慢裂纹扩展期限内不会达到足以破坏结构那样大的尺寸。安全是靠裂纹的缓慢扩展速率来保证的。

通常结构由多个元件或载荷途径组成，以致损伤可以被一条破坏的载荷途径或快速发展的裂纹在一条裂纹处或其它故意设计的零件处被遏制而安全的容纳。

破损安全结构必须满足规定的剩余强度要求。在载荷途径破坏或一个正在扩展的裂纹被遏制后，安全是靠该结构部分损坏的限度、剩余强度和在使用期限内部分破坏定会被发现来保证的。

图 2.3 损伤容限结构设计类型

第一步。在研制规范时，把多传力途径和止裂结构由于几何设计的特点看作本身就具有承受损伤的潜力。但另一方面，常常不可避免的出现基本结构仅有一个主传力途径，或者需要一些必要的措施才能保证设计成损伤容限的型式。规范的目的就是为了促进发挥每种结构型式的损伤容限潜力。单传力途径或整体结构损伤扩展必须依靠裂纹扩展是低速率的以保证安全，因此，对这些结构来说，设计应力水平和材料的选择就成了控制因素。

设计者可对多传力途径的情况选定它属于那种型式，但单传力途径“整体结构”必须看作是缓慢裂纹扩展结构。把多传力途径的结构看作是缓慢裂纹扩展结构可根据以下一些理由作出决断，如对破损安全的要求有一部份不能满足（如剩余结构损伤扩展剩余强度不能满足要求）或者因为进行缓慢裂纹扩展分析工作不复杂时，规范允许这样的灵活性。当作这样的决定时，要考虑的重要因素是：（1）采用结构的分类方法和选择的设计类型不是同意的（当整个多传力途径不是破损安全时），（2）一旦类型选定后，结构必须满足规范对该型结构的所有要求。

事实上，具有备份传力途径的结构（局部贮备）在某些地方不能看作是破损安全型结构。下面一些例子可以帮助说明这个观点。

## 例 1

图2·4所示的接头，在销子连接的地方有多个耳片，当一个耳片(A)损坏或部分损坏时，将容许载荷在完整的结构上重新分布。利用局部贮备通常会是有利的，象本例的情况也是一个很好的设计实践。但是，这个接头不能看作是多传力途径结构，因为在典型的部位(B)发生损伤且损伤扩展的话，将导致结构不能工作。保证该结构安全的唯一办法是把它看作是缓慢裂纹扩展型。

## 例 2

在这个例子中(图2·5)，一个翼盒通过许多接头固定在机身上。为了制造上的方便和节省费用，上、下蒙皮是整块的。在蒙皮下面间隔排放着长桁，每个长桁和一个接头相连接，一种情况是可以把这个结构看作是破损安全多传力途径结构。认为总的弯矩是由这些桁条来承担，蒙皮损伤可设计成在达到临界之前，损伤将被桁条阻止。在灾难性破坏以前，该设

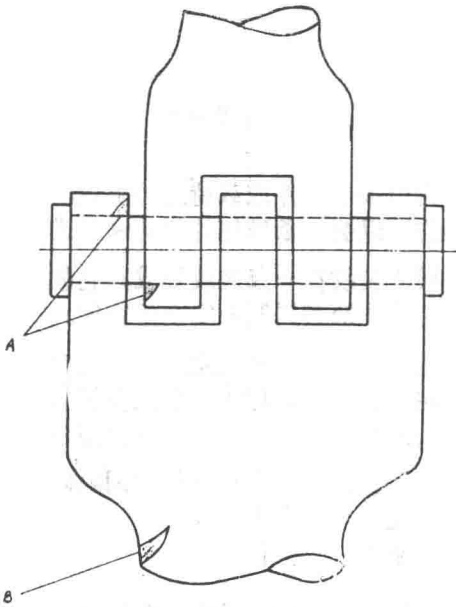


图 2.4. 耳片例

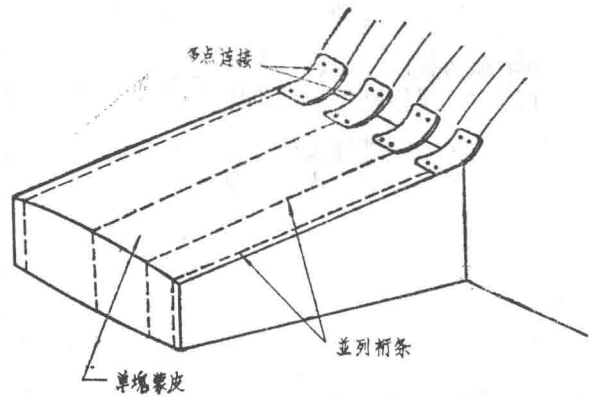


图2.5 机翼翼盒例

计亦容许一根桁条连同部分蒙皮破坏。

这种连接系统可以设计成在一个连接接头损坏时满足破损安全要求。另一种情况，假如蒙皮是主要承受弯矩的构件，相当大的设计应力只能造成相对短的临界裂纹长度，那么，这种蒙皮和长桁构成的结构，只能看作是缓慢裂纹扩展结构。

这些例子说明这样一个事实，结构经常是具有局部贮备的(一般好的设计都是这样)。但是从全局观点来看，不能把具有这些贮备优点的结构都看作是破损安全的。对选定潜在的初始损伤位置，估计损伤扩展途径和选定主传力途径时要求要作出慎重的判断。因此，判明结构是破损安全的是一个需要判断和分析的复杂过程。正是由于这个原因，常常不管结构是什么型式而把它看作是缓慢裂纹扩展设计。