

美国空军 耐久性设计手册



航空部《AFFD》系统工程办公室

1987.3.

✓214-62
1009
1003

美国空军耐久性设计手册

《飞机结构耐久性分析和设计指南》

作 者

S. D. Manning

J. N. Yang



30268619

654002

出 版 说 明

采用耐久性与损伤容限设计技术研制的飞机结构，不但能获得高经济效益，同时又具有高可靠性和维修性。这是当代飞机结构强度设计的最新技术，美国在八十年代初期已于新机研制、老机评估中应用。为了使这项新技术能在我国九十年代以后交付使用的新型机种研究中也得到应用，《AFFD》系统工程已制订了“飞机结构耐久性设计方法发展计划”，并着手组织力量开展研究。为了配合这项研究工作，《AFFD》系统工程办公室决定陆续翻译出版有关美国空军耐久性设计原理、分析方法与试验技术方面的研究成果，以供参考。

“美国空军耐久性设计手册”一书，由郑旻仲翻译。王俊扬高级工程师校对、顾伟豪高级工程师负责审定。文中不当之处恳请读者批评指正。

航空部《AFFD》系统工程办公室

1986.10.1

前 言

本手册是通用动力公司“福特·万斯”部和乔治华盛顿大学在“耐久性方法的发展”计划的第三阶段为空军莱特航空实验室所准备的。James L. Rudd 任这一计划的空军主管工程师, Jack W. Lincoln 博士任这一计划的技术顾问。通用动力公司材料研究实验室的 B.G.W. Yee 博士任这一计划的经理。Sherrell D. Manning 博士为主任研究员。乔治华盛顿大学的 J.N. Yang 博士和现代分析股份有限公司的 M. Shinozuka 博士为助理研究员。

本计划得到了如下几个通用动力公司成员的支持: 所有的试验是在通用动力公司金属实验室由 R.O. Nay 在 F.C. Nordquist 的指导下完成的; W.T. Kaarlela 负责对断口金相分析数据的采集。断口金相分析的判读由 D.E. Gordon, W.T. Kaarlela, A. Meder, R.O. Nay 和 S.M. Speaker 等人完成。S. M. Speaker 协调了所采集的试验和断口金相分析的数据, 并对初始疲劳质量模型的校准和评估研究提供了支持。J.W. Norris 为存贮和分析断口金相数据研制了计算机软件, 并对初始疲劳质量模型的校准和评估研究给予帮助, 且在本手册的初步方案上进行了工作。B.J. Pendley 和 S.P. Henslee 组织了飞机结构耐久性的调查, Y.H. Kim 博士, W.R. Garver 博士和 M.A. Flanders 提供了耐久性分析的现代水平的评估方法。作为耐久性分析验证的 F-16 耐久性试验结果和支持数据是由 J.W. Morrow, V. Juarez, D.R. Mcswain, 和 P.D. Hudson 提供的。V. D. Smith 提供了模型化和统计分析的成果。光弹研究是由 T.E. Love 实施的。Peggy Thomas 和 Ernestine Bruner 完成了分类工作。Ron Jordan 准备了许多插图, Joe Conder 提供了印刷和编辑方面的支持。

本手册是“耐久性方法发展”计划的最终产物。手册中回顾了美国空军耐久性要求, 并描述和讨论了为满足这些要求所发展的分析方法(如: 经济寿命准则、分析手段、指南、设计数据等)。

以下所列的研究报告(AFFDL-TR-79-3118)同样也是在“耐久性方法发展”计划下所撰写的。

第一阶段研究报告:

- 第 I 卷——第一阶段研究工作摘要。
- 第 II 卷——耐久性分析: 目前最新水平的评估方法。
- 第 III 卷——结构耐久性的调查: 目前最新水平的评述。
- 第 IV 卷——原始疲劳质量表示法。
- 第 V 卷——耐久性分析方法论的发展。
- 第 VI 卷——为原始质量表示法(第 IV 卷)所准备的计算机程序文件。

第二阶段研究报告:

- 第 VII 卷——第二阶段文件。
- 第 VIII 卷——试验和断口金相数据。
- 第 IX 卷——耐久性分析计算机程序文件。

本手册所包括的工作是在 1981 年 7 月到 1984 年 1 月之间完成的。

本报告于 1984 年 2 月脱稿交付出版。

符 号 说 明

a	裂纹尺寸
a_{DL}	耐久性极限缺陷尺寸
a_e	经济修理极限尺寸
a_o	给定 TTCI 时的参考裂纹尺寸
$a(0)$	$t=0$ 时的裂纹尺寸
a_{RL}	修理极限缺陷尺寸
$a(t), a(t_1), a(t_2)$	分别为在时间 t, t_1 和 t_2 时的裂纹尺寸
a_U, a_L	分别为断口金相分析裂纹尺寸的上、下界。用于确定 IFQ 模型参数
$a(\tau)$	在使用时间 τ 时的裂纹尺寸, 方程 $\frac{da(t)}{dt} = Q[a(t)]^b$ 中的裂纹扩展参数。用于配合 IFQ 模型对第 i 个应力区域, 方程 $\frac{da(t)}{dt} = Q_i[a(t)]^{b_i}$ 中的裂纹扩展常数。用于配合使用期裂纹扩展控制曲线 (SCGMC)
b_i^*, Q_i^*	对第 i 次断口金相分析数据集, $b_i^*=1.0$ 时方程 $\frac{da(t)}{dt} = Q_i^*[a(t)]^{b_i^*}$ 中的裂纹扩展常数。标记号 * 使用于配合对第 i 次断口金相数据集的断口金相数据组合过程和 EIFS 控制曲线
$b_{i,j}^*, Q_{i,j}^*$	方程 $\frac{da(t)}{dt} = Q_{i,j}^*[a(t)]^{b_{i,j}^*}$ 中的裂纹扩展常数。其中 i, j 表示第 i 次断口金相数据集和从第 i 次数据集 ($b_{i,j}^* \geq 1.0$) 得到的第 j 个断口金相试样。标记号 * 是为了在一个给定的断口金相数据集中区分每个试样的参数
$c=b-1$	当应用裂纹扩展方程 $\frac{da(t)}{dt} = Q[a(t)]^b$ 及 $b > 1.0$ 时, 它被用于 IFQ 模型中
$c_i=b_i-1$	当应用 $\frac{da(t)}{dt} = Q_i[a(t)]^{b_i}$ 时, 它被用于配合裂纹扩展控制曲线 (SCGMC)。脚标 “ i ” 表示第 i 个应力区域
CFA	常规疲劳分析 (Palmgren-Miner 法则)
DCGA	确定性的裂纹扩展方法
$\frac{da(t)}{dt}$	作为时间函数的裂纹扩展速率

EIFS

当量初始缺陷尺寸

$f_{a(0)}(x)$

EIFS 的概率密度函数 = $\frac{dF_{a(0)}(x)}{dx}$

$f_{\tau}(t) = \frac{dF_{\tau}(t)}{dt}$

$F_{a(0)}(x)$

EIFS 累积分布函数

$F_{\tau}(t)$

TTCI 累积分布函数

FHQ

紧固孔质量

IFQ

原始疲劳质量

l

对于一个单独的 TTCI 数据集及方程 $\beta = \beta_l(l)^{1/\alpha}$, l 是用于配合断口金相分析结果的因子。表示每个试样的等应力紧固孔的数量。包括在断口金相数据集中仅仅是每个试样的任意一个孔中的最大疲劳裂纹

l_i

和 l 的定义相同, 脚标 “ i ” 表示第 i 次 TTCI 数据集并被用于方程 $\beta_i = \beta_{l_i}(l_i)^{1/\alpha_i}$ 中

$L(\tau), \bar{L}(\tau)$

分别表示在任一使用时间 τ 时, 整个构件中具有一条尺寸 $> x_1$ 的裂纹的结构细节的总数和平均数

LT

通过紧固件的传递载荷

N_i

第 i 次应力区域中结构细节的总数

N^*

整个耐久性临界构件中结构细节的总数

$N(i, \tau), \bar{N}(i, \tau)$

分别为在任一使用时间 τ 时, 具有一条尺寸超过 x_1 的裂纹的结构细节的总数和平均数

NLT

通过紧固件无传递载荷

p

概率或超出量概率

PFMA

概率断裂力学方法

$p(i, \tau)$

在使用时间 τ 时在第 i 个应力区域中具有一条尺寸大于 x_1 的裂纹的结构细节的概率

$\hat{Q}_i$

$$= \frac{\text{平均 } Q_i^* \beta_i}{\beta_i} = \frac{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n Q_i^* \beta_i}{\beta_i}$$

当 $b_i^* = 1.0$ 及应用裂纹扩展方程 $\frac{da(t)}{d(t)} = Q_i^*[a(t)]^{b_i^*}$ 时, 对第 i 次断口金相数据集的裂纹生长参数 Q_i^* 的无量纲化。它被用于配合第 i 次金相数据集的 EIFS 控制曲线

$\hat{Q}_{l_i}$

$$= \frac{\text{平均 } Q_i^* \beta_{l_i}}{\beta_{l_i}} = \frac{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n Q_i^* \beta_{l_i}}{\beta_{l_i}}$$

$Q\beta$

$$= \text{平均 } Q_i^* \beta_i = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n Q_i^* \beta_i = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n Q_i^* \beta_{l_i} (l_i)^{1/\alpha_i} \text{ 通用的 EIFS}$$

累积分布的常数

$Q\beta_l$	$= \text{平均 } Q_i^* \beta_{li} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n Q_i^* \beta_{li}$ 当断口金相仅仅对每个试样的任何一个 (l_i) 紧固孔中最大的疲劳裂纹有效时, 它被用于校核 IFQ 模型的拟合优度
SCGMC	使用期裂纹扩展控制曲线
t, t_1, t_2	分别为在 t, t_1 和 t_2 时的飞行小时数
T, TTCI	裂纹形成时间
x	裂纹尺寸
x_1	预测 $p(i, \tau)$ 所用的裂纹尺寸
x_u	EIFS 的上界极限
$y_{1i}(\tau)$	相应于在第 i 个应力区域中在时间 τ 时的一条裂纹尺寸 x_1 的 IFQ 分布中的一条当量初始缺陷尺寸 (EIFS)。其值用 SCGMC 确定
z	平均标准差数量
$\alpha, \beta, \varepsilon$	分别为 TTCI 的形状、尺度和下界的 Weibull 分布参数。用于配合 IFQ 分布或对一个单独的 TTCI 数据集
$\alpha_i, \beta_i, \varepsilon_i$	分别为对第 i 次 TTCI 数据集 TTCI 的形状、尺度和下界的 Weibull 分布参数。用于配合断口金相数据组合过程 ($i=1, 2, \dots, n$ 的数据集)
β_l	根据一个给定的断口金相数据集中每个试样的 l 个紧固孔的任意一个中的最大疲劳裂纹的断口金相得到的 TTCI 的 Weibull 分布参数, 被用于确定 β 。注意: $\beta = \beta_l(l)^{1/\alpha}$
β_{li}	其定义与 β_l 相同, 脚标 i 表示对第 i 次 TTCI 数据集的 β_l 值, 它被用于如下的公式中, 确定 β_i 值: $\beta_i = \beta_{li}(l_i)^{1/\alpha_i}$
$\Gamma(\quad)$	Gamma 函数
ξ, γ	方程 $Q_i = \xi \sigma^\gamma$ 中的经验常数, 其中 $\sigma =$ 应力
σ	应力或标准偏差
$\sigma_N^2(i, \tau), \sigma_L^2(i, \tau)$	分别为 $N(i, \tau)$ 和 $L(\tau)$ 的变量
τ	一个特殊的使用时间

术 语

1. 裂纹尺寸

是指在一个结构细节中的一条裂纹在其扩展方向上的长度。

2. 确定性的裂纹扩展

裂纹扩展参数被处理为确定的值,从而对裂纹长度可得到一个单独的预测值。

3. 耐久性

是飞机结构件在规定的使用条件下抗疲劳开裂的一个定量的量度。结构耐久性通常所关心的是相对小的亚临界裂纹尺寸。这样的裂纹尺寸将影响功能性损伤、结构维修要求、以及寿命周期费用。这样的裂纹可能不会立即引起安全性问题。然而如果对含有这样裂纹的结构细节不进行修理,那么当这些裂纹超过一个极限尺寸时就不能进行经济修理。各种构件中所有的结构细节都可能出现疲劳开裂,因此必须定量地评定一个另件、一个构件或一个部件的耐久性,其评估的基础是统计方法。

4. 耐久性分析

耐久性分析所关心的是确定结构损伤度。这些损伤度作为使用时间的一个函数,它是由结构细节(如:紧固孔、圆角、几何不连续处以及耳片等)的疲劳开裂所引起的。分析结果被用于确保所设计的结构符合空军耐久性设计要求。

5. 经济寿命

当由于疲劳,意外损伤和/或环境侵蚀所引起的一架飞机结构的损伤情况使得战备状态的目标不能通过可接受的经济维修方式保持的时候,所对应的使用时间点即为经济寿命。

6. 经济寿命准则

是为了使飞机结构满足美国空军耐久性设计要求而定量地确定经济寿命要求的指南和格式。经济寿命准则在分析上和试验上提供了保证飞机结构的设计满足耐久性设计要求的基础。对经济寿命准则推荐如下二种格式:

- 裂纹超出量的概率;
- 费用比:修理费用/更换费用。

7. 经济修理极限

为可以经济地进行修理的最大的损伤尺寸(如:在紧固孔中修理 0.03 英吋—0.05 英吋的径向裂纹只要把孔扩大至下一尺寸即可)。

8. 当量初始缺陷尺寸(EIFS)

是一个假想的裂纹。假设这一裂纹在使用之前就存在于结构中。它表征了在一个结构细节中的真实初始缺陷的当量影响。它是由断口金相结果的反推所确定的。任一当量初始缺陷被假设为在一给定的时间,具有和可观察到的裂纹尺寸相同的形状和起点。EIFS 的概念对于定量地确定作为时间函数的结构细节的原始疲劳质量、裂纹超出量的概率或损伤度是一个十分方便的数学工具。一个当量初始缺陷尺寸严格地说是一个数学的量而不是一个真实的缺

陷尺寸。因此，它可能是正的也可能是负的，其正负号依赖于断口金相结果及反推所用的方法。EIFS 的值依赖于下面几个因素：所使用的断口金相结果；所反映的试验变量；所使用的断口金相尺寸范围；为反推所使用的裂纹扩展方程的形式；断口金相数据拟合曲线的精度；结构细节的制造质量；紧固孔的形式；紧固件形式以及配合等等。除非已经确定了一致适用的 IFQ 模型参数，否则对不同断口金相数据所得到的 EIFS 不能进行比较。（即：使用相同的断口金相裂纹尺寸范围；如果使用 $Q[a(t)]^b$ 作为裂纹扩展模型，则必须有同样的 b 值；对于所比较的断口金相数据集必须有相同的 α 值等）。断口金相数据组合是定量地确定在同一基准上不同断口金相数据集的 IFQ 的基础。

9. EIFS 控制曲线

是一条曲线（即： $a(t)$ 对 t 的表格化的方程或没有函数形式描述的曲线）。它被用于确定在 $t=0$ 时 EIFS 的值，相应于在一指定的裂纹尺寸上的一个给定的 TTCI 值。需要这样的一条曲线通过 TTCI 分布确定 IFQ 分布。EIFS 控制曲线依赖于几个因素，如断口金相数据基数；断口金相所使用的裂纹尺寸范围；在曲线拟合中所用的裂纹扩展方程的函数形式等等（参阅术语‘EIFS’）。

10. 损伤度

是在一给定使用时间点结构耐久性的一个量度的量度。例如结构细节的数量（如：紧固孔、几何不连续处、圆角等等）或超出指定的裂纹极限尺寸的细节的百分数。裂纹长度是结构损伤的基本量度。为了确保设计满足美国空军的耐久性要求所预测的损伤度，要求所预测的损伤度和指定的经济寿命准则进行比较。

11. 通用的 EIFS 分布

如果 EIFS 分布仅仅依赖于材料和制造/装配过程，那末它就是“通用的”分布。理论上 EIFS 分布应该与设计变量（如载荷谱、应力水平、传递载荷的百分比、环境等等）无关。然而对耐久性分析而言对不同的设计应力水平和载荷谱则应该调整紧固孔的 EIFS 分布。这些紧固孔具有给定的材料，钻孔过程，紧固件的类型及连接方式等等。

12. 原始疲劳质量 (IFQ)

它表征了一个结构细节或多个细节的原始制造状态，是相对于使用之前在一个零件，构件或部件中的初始缺陷而言的。用当量初始缺陷尺寸 (EIFS) 分布所表示的原始疲劳质量 (IFQ) 必须用一个相容的断口金相数据基数来确定。EIFS 分布依赖于断口金相所使用的裂纹尺寸范围及其它因素（参阅 EIFS 和 EIFS 控制曲线两个术语）。凡是应用 EIFS 分布时都应该对应用于耐久性分析的结构细节中所感兴趣的裂纹尺寸范围明确地确定这一分布。对单个 EIFS 分布，宽的裂纹尺寸范围（即 0.0005 英吋—0.10 英吋）未必会使人满意，基于一般的理解，所确定的 EIFS 分布应该是对一个十分小的裂纹尺寸范围而言的（即对紧固孔的裂纹尺寸为 0.020 英吋—0.050 英吋）。需要进行进一步的研究以评估裂纹尺寸范围对 EIFS 分布及裂纹超出量预测精度的影响和敏感性。

13. 原始疲劳质量模型

是一种数学工具，它被用于定量地确定适用的结构细节的 IFQ 分布。应用 IFQ 模型及断口金相结果，就可以确定出一个和 TTCI 分布相容的 EIFS 分布。

14. 裂纹超出量的概率 ($p(i, \tau)$)

所指的是在一给定的使用时间 τ 时超出一个指定的裂纹尺寸 x_1 的概率。它可以通过裂

纹尺寸的统计分布进行确定,并可被用于定量地确定由紧固孔、几何不连续处、圆角以及耳片等的疲劳开裂所引起的损伤度。

15. 参考裂纹尺寸 (a_0)

这是在一个细节中指定的裂纹尺寸。这一尺寸与 TTCI 相关。IFQ 分布则是建立在这一选定的裂纹尺寸的基础上的。

16. 使用期裂纹扩展控制曲线 (SCGMC)

这一曲线被用来确定相应于在时间 τ 处的一个裂纹超出尺寸 x_1 的 EIFS 分布 $y_{1i}(\tau)$ 。裂纹超出量的概率 $p(i, \tau)$ 可以通过对已给的 $y_{1i}(\tau)$ 的 EIFS 累积分布来确定。对于适当的设计变量 (即应力水平、载荷谱等) SCGMC 是确定的。它可以用试验数据或解析的裂纹扩展程序进行确定。所有的 SCGMC 曲线必须与相应的 EIFS 控制曲线及断口金相数据基数相一致。SCGMC 曲线必须与 IFQ 分布的基础一致。

17. 结构细节

是金属结构中对疲劳开裂敏感的任意的局部区域或元件 (如紧固孔、圆角、几何不连续处、以及耳片等)。

18. 裂纹生成时间 (TTCI)

是在一个结构细节形成一个确定的 (可观察的) 疲劳裂纹尺寸 a_0 所要求的时间或使用小时。(这一结构细节不带有人为的初始缺陷)。

19. TTCI 下界极限 (ϵ)

ϵ 是在 IFQ 模型中所反映的 TTCI 的一个截止值。对于一个给定的 a_0 值 ϵ 可以变化,它依赖于 EIFS 的上界极限 x_u 及 EIFS 控制曲线。对一个给定的裂纹尺寸 a_0 , TTCI 应该大于 ϵ 。这一 Weibull 分布参数提供了在一共同基线上对不同的 TTCI 裂纹尺寸定量地确定 EIFS 分布的基础。

20. EIFS 上界 (x_u)

确定了在原始疲劳质量分布中最大的 EIFS。由用户所指定的 x_u 值应该和 ϵ (TTCI 的下界极限) 及 EIFS 控制曲线一致。

目 录

1. 引言	(1)
1.1 概述	(1)
1.2 背景	(1)
2. 耐久性设计要求和分析准则	(3)
2.1 引言	(3)
2.2 耐久性设计要求	(3)
2.2.1 目标和范围	(3)
2.2.2 一般要求	(3)
2.2.3 分析要求	(4)
2.2.4 试验要求	(4)
2.3 耐久性分析准则	(4)
2.3.1 耐久性损伤模型	(4)
2.3.2 耐久性临界部位准则	(4)
2.3.3 经济寿命准则	(5)
2.3.3.1 经济寿命定义	(6)
2.3.3.2 经济修理极限	(6)
2.3.3.3 损伤度	(6)
2.3.3.4 经济寿命准则的格式	(6)
3. 耐久性分析方法摘要	(9)
3.1 引言	(9)
3.2 方法概述	(9)
3.3 假设和限制	(10)
3.4 原始疲劳质量模型 (IFQ 模型)	(11)
3.4.1 情况 I ($b>1$) 的 IFQ 模型方程	(12)
3.4.2 情况 II ($b=1$) 的 IFQ 模型方程	(13)
3.5 耐久性分析步骤	(13)
4. 原始疲劳质量的评估	(16)
4.1 引言	(16)
4.2 当量初始缺陷尺寸 (EIFS) 分布	(16)
4.3 试验及断口金相指南	(17)
4.3.1 试验指南	(17)

4.3.2 断口金相数据指南	(19)
4.4 标定 IFQ 模型参数的步骤	(19)
4.4.1 IFQ 和数据组合概念的一般特性	(19)
4.4.2 标定和数据组合步骤	(22)
4.4.2.1 θ_i^* 的确定	(22)
4.4.2.2 α_i, β_i 和 ε_i 的确定	(23)
4.4.2.3 α 和 $Q\beta$ 的确定	(24)
4.4.2.4 参数优化	(25)
4.4.2.5 一般步骤	(25)
4.5 多重细节 β 的统计标定	(26)
4.6 确定 IFQ 步骤的说明	(28)
4.6.1 TTCI 及 Q_i^* 值的确定	(28)
4.6.2 α 和 β 的确定	(30)
4.6.3 IFQ 模型的拟合优度	(35)
4.6.4 关于 EIFS 分布的讨论	(40)
4.6.5 应用实例	(40)
5. 耐久性分析预测的实施	(42)
5.1 引言	(42)
5.2 使用期裂纹扩展控制曲线	(42)
5.2.1 确定 SCGMC 的原则	(42)
5.2.2 说明	(43)
5.2.2.1 情况 1	(43)
5.2.2.2 情况 2	(43)
5.3 裂纹超出量预测	(44)
5.4 损伤度的格式及说明	(45)
5.4.1 损伤度的格式	(45)
5.4.2 损伤度的说明	(46)
5.5 附加考虑	(48)
5.5.1 紧固孔以外的其它细节	(48)
5.5.2 大裂纹尺寸	(48)
5.5.3 增大比例及孔干涉的效应	(48)
5.5.4 功能性损伤	(49)
6. 耐久性分析的“确定性方法”和“概率方法”的比较	(50)
6.1 引言	(50)
6.2 F-16 耐久性分析方法	(50)
6.3 概率断裂力学方法	(51)
6.4 耐久性问题实例	(52)

6.4.1 基于 DCGA 的耐久性分析.....	(52)
6.4.2 基于 PFMA 的耐久性分析.....	(52)
6.4.3 结论.....	(53)
7. 耐久性分析的试验验证.....	(55)
7.1 引言.....	(55)
7.2 F-16 机翼下表面蒙皮.....	(55)
7.3 B-1 轰炸机谱载下的复杂拼接试样.....	(61)
7.4 结论和推荐.....	(65)
参考文献.....	(66)

1 引言

1.1 概述

这是耐久性设计手册的第一版。本手册的目的是：

- 概括对金属飞机结构基本的空军耐久性设计要求^[1-3]；
- 描述为了满足耐久性设计要求所建立的方法论；
- 为实施这一方法论及验证设计的相容性提供指导及设计数据；
- 为了编入更先进的耐久性方法论及设计数据，提供了一个活页格式的结构。

本文件不很严格地被称为一本手册。为了扩大和精练本文件以便于设计的有效使用，需要进一步的发展及更多的设计数据。因此本手册反映了对空军耐久性设计要求的当前的理解并提供了为满足这些要求所建立的目前最高水平的概念，工具及指导。

本手册中所提供的材料主要是为了供进行金属飞机结构耐久性设计使用。然而，其中许多概念、分析工具、数据及指导同样可被用于评估服役飞机由于疲劳开裂所引起的损伤度。

1.2 背景

飞机结构具有成千上万个对疲劳开裂敏感的结构细节：紧固孔、圆角及几何不连续处等等。例如在图 1.1 中表示的机翼盒段装配件，仅在机翼的表面就具有 3000 个以上的紧固孔。而紧固孔的疲劳开裂又是服役飞机结构中损伤最普遍的形式之一^[4-8]。

耐久性是结构抗疲劳开裂的一个量度。各种构件中的所有结构细节在使用中都是对疲劳开裂敏感的。因此，为了评估作为时间的一个函数的结构耐久性或损伤度（即在一个零件、构件或部件或整机结构中超过指定的裂纹极限尺寸的结构细节数量或百分数，其中“指定的裂纹极限尺寸”是指当超过这一尺寸时结构就不能经济地进行修理），必须考虑到全部的结构细节。所以为了定量地确定作为时间的一个函数的损伤度，其基本的方法是统计近似法。

通常结构耐久性所关心的是相对地小的亚临界裂纹尺寸。这一尺寸影响飞机的功能性损伤，结构的维修要求及寿命周期费用。这样的裂纹可能不会立即引起安全问题，然而如果包含有这样裂纹的结构细节不被及时修理的话，当这些裂纹超过一个极限的裂纹尺寸时，经济修理就无法进行。例如在紧固孔中的一个 0.030—0.050 英吋的径向裂纹，可以通过扩孔的方法进行清除。经济修理极限就是在一个细节中最大的裂纹尺寸，这样的裂纹可以被清除而不需进行进一步的修理或更换零件。如果结构细节在一个有利的时机不进行修理或更换零件，那末就可能需要进行昂贵的修理或更换零件。同样，未修理的裂纹也可能在飞机的设计寿命期间达到影响结构安全的尺寸。

飞机结构的安全性是由损伤容限状态所控制的。损伤容限所关心的是结构对由疲劳开裂所引起的破坏的抵抗能力。损伤容限所涉及的，是在单个细节中最大裂纹尺寸。例如在图 1.1

中机翼盒段的损伤容限仅考虑少数几个临界的结构细节，而机翼盒段的耐久性所涉及的是所有的结构细节及在每个细节中的最大亚临界裂纹尺寸。

常规的疲劳分析方法（即 Palmgren-Miner 定律^[9,10]）及确定裂纹扩展的近似方法（DCGA）^[11]，并没有对作为时间函数的“损伤度”提供一个定量的描述。常规的疲劳分析（CFA）以它的通常的使用形式不能定量地确定整个细节的裂纹尺寸。即不能定量地确定对任何耐久性分析方法的一个基本要求。DCGA 则可以用来预测在一个细节中作为时间函数的一个单独裂纹的扩展。应用 DCGA 必须对细节进行分类。“最坏情况”类的细节可以被用来解析地保证在这类细节中最大的裂纹尺寸 $\leq$ 一个指定的尺寸。然而 DCGA 不能定量地确定对全部细节中可能出现的裂纹尺寸或裂纹尺寸范围。为了研究在耐久性分析中应用 CFA 和 DCGA 的可能性，文献 [12][13] 曾分别对它们进行了评定。

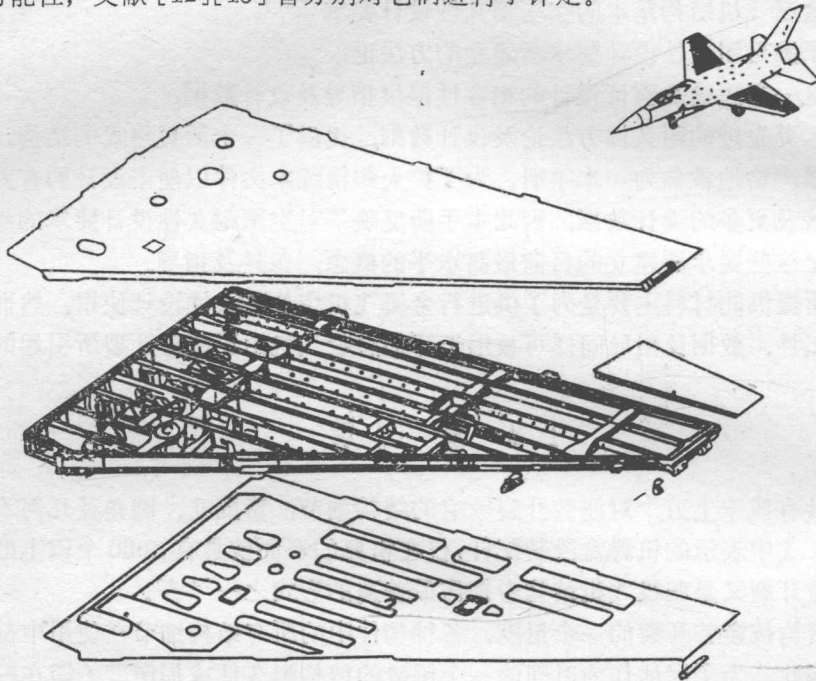


图1.1 机翼盒段组装件

2 耐久性设计要求和分析准则

2.1 引言

本节的目的是：(1)简单地回顾和解释空军耐久性设计要求^[1-3]的要素；(2)讨论确定耐久性临界部位的准则及(3)提供定量确定经济寿命准则的指导方法和推荐的格式。

2.2 耐久性设计要求

2.2.1 目标和范围

空军耐久性设计要求^[1-3]的目标是：通过合理地选择材料、应力水平、设计细节、检查及保护系统以尽量减少使用维修费用及能迅速完成作战准备。这些设计要求包括了分析和试验两方面的内容。

2.2.2 一般要求

基本的耐久性要求如下（其概念性描述表示在图 2.1 中）：

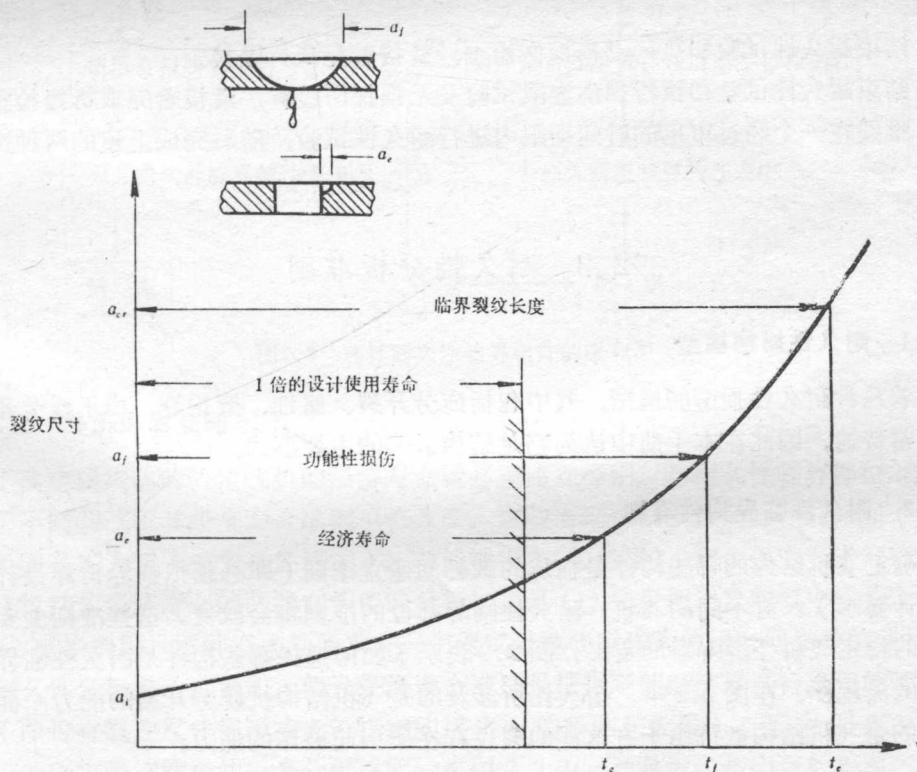


图2.1 美国空军耐久性设计要求

- 飞机结构的经济寿命必须超过一倍的设计使用寿命；
- 在低于一倍设计使用寿命内不允许出现功能性的损伤（如刚度降低、控制效率下降、座舱减压或漏油）；
- 飞机结构的经济寿命必须得到分析和试验的验证。

2.2.3 分析要求

要求通过分析证明在设计使用载荷和设计化学/温度环境谱作用下飞机结构的经济寿命大于设计使用寿命。经济寿命分析必须考虑：初始质量、环境、载荷顺序、材料特性变量等等因素。分析必须得到试验验证。

2.2.4 试验要求

要求进行设计发展性试验以便对临界构件及装配件的耐久性提供早期的评估，同时对耐久性分析方法进行验证。

空军还可能要求进行全尺寸飞机结构的耐久性试验。这一试验的要求如下：

1. 在全面生产决定之前飞机结构必须完成一倍寿命期的耐久性试验，及对临界结构区域进行一次检查；
2. 在首批生产的飞机交付使用之前必须完成两倍寿命期的耐久性试验及对临界结构区域进行一次检查。

如果在两倍寿命期的耐久性试验之前未能达到飞机结构的经济寿命，那末如下的选择方案就有效：

- (1) 结束耐久性试验和执行无损探伤检查，紧接着完成拆毁检查；
- (2) 结束耐久性试验和执行损伤容限试验及无损探伤检查，紧接着完成拆毁检查；
- (3) 继续在一个经过审定的时间期限内进行耐久性试验，随后完成上述的两种选择方案之一。

2.3 耐久性分析准则

2.3.1 耐久性损伤模型

存在着几种耐久性损伤的模型，其中包括疲劳开裂、腐蚀、磨损等。由于疲劳开裂十分重要并非常普遍，因此在本手册中认为它是结构退化的主要形式。

2.3.2 耐久性临界构件准则

为了确定飞机结构的哪些构件是临界的就必须建立准则（即必须把临界构件设计成满足耐久性设计要求）。对不同的飞机，耐久性临界部位的准则将会改变。这些准则主要依赖于对所考虑的特定飞机经济寿命的定义。图 2.2 表示了如何选择哪些构件是耐久性临界构件的一个典型的流程图。在图 2.2 中，耐久性所涉及的是飞机结构抗疲劳开裂的能力，而损伤容限所涉及的是飞机结构抵抗由于有这样的裂纹存在所引起破坏的能力。