

高等学校教材

结构可靠性

林富甲 编著



西北工业大学出版社

V215.7
L57

355128

高等学校教材

结 构 可 靠 性

林富甲 编著



西北工业大学出版社

1991年8月 西安

内 容 简 介

DV99/2813

本书重点介绍疲劳断裂破坏模式的结构可靠性分析、设计与试验数据处理,同时也介绍了随机量的基础理论与分析方法在其他因素引起的结构失效方面的应用。书中包含了大量公式与曲线以利于读者进行结构可靠性分析计算。

本书主要作为飞机结构及强度专业本科生“结构可靠性分析”课的教材,也可供其他结构专业师生及科技工作者参考。



责任编辑 王俊轩
责任校对 钱伟峰

西北工业大学出版社出版

(西安市友谊西路 127 号)

陕西省新华书店 发行

西北工业大学出版社印刷厂印装

ISBN 7-5612-0276-8/V·10(课)

开本 787×1092 毫米 1/16 11.5印张 273千字

1991 年 8 月第 1 版 1991 年 8 月第 1 次印刷

印数: 1—1500 册

定价: 3.05 元

前 言

结构可靠性问题已日益引起从事结构分析、设计、制造、使用和管理的专家及工程技术人员的重视。西北工业大学结构强度研究所继 70 年代中期开出疲劳试验数据统计处理方面的课程后, 80 年代又为研究生和高年级大学生开出了“结构可靠性分析基础”。本书就是在诸德培教授和林富甲副教授先后编著的“疲劳统计学”、“疲劳试验数据处理”、“数据处理方法”和“结构可靠性分析基础”等讲义的基础之上, 经过修改、补充, 在航空航天工业部教材编审室的组织、领导下编写而成。

引起飞机结构失效(破坏)的原因很多, 除去人为因素(如误操纵)和超常环境因素(如风暴、雷击等)外, 近几十年的使用经验表明, 在重复载荷作用下的结构疲劳仍是影响飞机结构可靠性的主要因素。因此, 本书将以疲劳断裂破坏模式的结构可靠性分析、设计与试验数据处理作为重点, 但许多基础理论和分析方法对研究由其它因素引起的结构失效, 也具有重要意义。

与原讲义——“结构可靠性分析基础”相比, 本书在内容上作了许多修改, 去掉了基于静强度的可靠性优化设计的内容, 增加了“以疲劳强度为基础的一种疲劳可靠性设计方法”, 即第六章。编写这一章的目的, 是为了介绍航空航天工业部科学技术研究院主持编写的“飞机结构耐久性损伤容限设计手册”第二册“飞机结构的疲劳分析”的理论依据、所采用的可靠性分析方法, 以及主要公式、图线的由来, 以帮助读者在今后工作中更好地使用该手册。

编写本书时, 认为读者已学习过工科院校概率论课程。否则, 在阅读本书之前应补学概率论基础知识。

本书经航空航天工业部 623 研究所研究员级高级工程师、西北工业大学兼职教授王俊扬认真审阅, 提出了不少宝贵意见, 特此致谢。由于结构可靠性研究发展快, 内容涉及面广, 受编著者水平所限, 书中错漏之处在所难免, 欢迎批评指正。

编 著 者

1991 年 1 月

目 录

第一章 概述	1
1.1 可靠性问题的提出与发展	1
1.2 可靠性定义及研究的主要内容	2
1.3 描述可靠性的特征量	2
1.4 疲劳断裂是影响飞机结构安全的重要因素	6
1.5 抗疲劳断裂设计思想的发展	8
第二章 分析中常用概率分布及次序统计量	12
2.1 常用分布	12
2.2 次序统计量及其分布	19
第三章 疲劳寿命的概率模型	24
3.1 对数正态分布	24
3.2 威布尔(Weibull)分布	28
3.3 对数正态分布与威布尔分布的比较	31
第四章 可靠性试验数据处理方法	34
4.1 对数正态分布的参数估计	34
4.2 威布尔分布的参数估计	40
4.3 分布参数的假设检验	42
4.4 参数假设检验的进一步知识	47
4.5 分布的假设检验	53
第五章 疲劳安全寿命可靠性分析	57
5.1 按一个可靠性指标决定安全寿命和分散系数	57
5.2 按两个可靠性指标决定安全寿命和分散系数	59
5.3 首次破坏时间与分散系数	63
5.4 疲劳寿命对数型标准差 σ 的确定	66
5.5 分散系数的实际统计和各国使用的分散系数	69
第六章 以疲劳强度为基础的一种疲劳可靠性设计方法	71
6.1 疲劳寿命与疲劳强度概率分布之间的关系	71
6.2 疲劳可靠性分析与设计的一种方法——DFR 法	74

6.3 标准 S-N 曲线	82
6.4 疲劳损伤图表	86
6.5 主循环	103
6.6 疲劳可靠性系数 FRF	105
第七章 可靠性试验中子样容量的确定	108
7.1 估计母体均值时子样容量的确定	108
7.2 估计安全下限时子样容量的确定	110
7.3 估计分布函数时子样容量的确定	111
7.4 估计随机事件发生概率时,子样容量的确定	114
第八章 结构强度可靠性分析初步	119
8.1 应力-强度干涉模型的进一步讨论	119
8.2 可靠度的一种计算方法——蒙特-卡洛法	122
8.3 安全系数的可靠性分析	128
第九章 结构可靠性分析中考虑的若干主要因素及其统计特性	133
9.1 无损检测可靠性	133
9.2 结构初始裂纹尺寸	139
9.3 裂纹扩展特性	144
9.4 材料性能及外载荷	148
第十章 计及多种影响因素的结构破坏危险性分析及举例	149
10.1 单危险部位破坏危险性分析模型	149
10.2 多危险部位破坏危险性分析模型	155
10.3 结构破坏危险性分析举例	157
附录	166
附表一	166
附表二	167
附表三	168
附表四	169
附表五	174
主要参考文献	175

第一章 概 述

1.1 可靠性问题的提出与发展

20 世纪以来,特别是 30 年代以后,科学技术高速发展。电子、电气设备、自动控制设备等越来越复杂,所包含的元件也越来越多。但人们也随之发现,要保证这些设备正常使用,即正常发挥其功能也越来越困难。这就促使人们去研究与如何保持产品功能而不致失效有关的种种问题,并逐步形成了可靠性研究的科学体系。据报道,第二次世界大战期间,美军飞机运到远东后,其机载电子设备有 60% 不能使用。这就迫使美国从 40 年代开始,对电子设备可靠性进行研究。德国在第二次世界大战时,针对 V-1 和 V-2 型导弹发射中出现的问题,也进行了可靠性问题的初步探讨。

1950 年,美国成立了海、陆、空三军的“国防部电子设备的可靠性专门工作组”,1952 年改名为“国防部电子设备可靠性顾问团 (AGREE)”。1957 年该组织发表了“军用电子设备可靠性”的重要报告,这份报告成为可靠性研究的奠基性文献。其内容包括九个方面:

①确定各种军用电子设备可靠性的最低要求,并根据系统各部件的重要性、技术水平等来分配系统的可靠性。

②建立研制样机的可靠性评估方法、平均无故障工作时间 (MTBF) 的测量方法及基于指数分布的序贯试验计划,以证明研制样机满足最低的可靠性要求。

③制订试生产及批生产产品的可靠性评估程序和基于指数分布的 MTBF 及寿命试验计划。

④制订电子设备研制程序,以保证研制的设备具有合同所要求的固有可靠性。

⑤基于失效率,制订电子元件可靠性的分析方法及准则。

⑥确定已有的采购及合同的条款与可靠性文件的相容性,提出必要的修改建议。

⑦确定运输、包装对产品可靠性的影响,提出改进措施。

⑧确定储存对设备可靠性的影响,提出改进措施。

⑨确定在使用中如何保持设备固有的设计可靠性水平的方法及程序。

以后,美国等先进工业国家对产品可靠性的研究越来越深入,涉及的范围也越来越广。纷纷建立了研究可靠性问题的专门机构,制订并逐步修改完善有关产品可靠性管理、可靠性试验、可靠性设计、可靠性预计与评估的大量标准、手册和指南,并积极开展人为因素对可靠性的影响、软件可靠性及可靠性与维修性相互关系的研究。逐步发展并形成了以可靠性为中心的维修思想,颁发了以可靠性为中心的维修大纲。美国于 70 年代建立了全国性的可靠性数据交换网,负责收集、储存并分配有关材料、元件、系统的可靠性数据,这样既节省了网内各成员单位的经费,又节省了时间,促进了产品可靠性研究工作的开展。美、英等国从 60 年代开始,便在一些大学开设了有关可靠性的课程,以后又培养了一批从事可靠性研究的硕士和博士,为可靠性研究准备了人才。

我国的可靠性研究工作从 60 年代已经开始,70 年代和 80 年代得到了很大发展。

近几十年来,可靠性研究已经深入到航空航天、核工业、电力工业、船舶、建筑、计算等各个领域。特别像现代飞机这样极其复杂的高技术产品,除机载设备外,机体结构也是由许许多多零、构件组成的,经受复杂载荷环境影响的系统,它的失效,破坏将引起严重后果,因此,对飞机结构进行可靠性分析与设计已成为一项重要任务。

1.2 可靠性定义及研究的主要内容

(1) 可靠性定义

国标 GB3187-82 给出了产品可靠性及可靠度的一般定义。

可靠性: 产品在规定条件下和规定时间内,完成规定功能的能力。

可靠度: 产品在规定条件下和规定时间内完成规定功能的概率。

显见,可靠度是可靠性的定量表示。由于产品在规定条件下和规定时间内能否完成规定功能是随机事件,因此,必须用概率来度量其发生可能性大小,上面给出的是可靠性和可靠度的一般定义,根据研究的具体对象,应对使用条件、使用时间,功能和失效作出具体规定。

(2) 可靠性研究的主要内容

可靠性研究贯穿于产品的预研、分析、设计、制造、装配、试验、使用和管理等整个过程和一切方面,内容极其丰富。大体上可以分为三个方面。

①可靠性数学: 主要研究可靠性的定量描述方法。统计学(概率论、数理统计、随机过程等)是它的重要基础。

②可靠性物理: 研究元件、系统失效的机理、物理原因和物理模型。

③可靠性工程: 其内容包含可靠性分析、预测与评估,可靠性设计、可靠性管理、可靠性生产、可靠性维修,可靠性试验以及可靠性数据收集处理和交换技术等。可靠性工程包括了产品从选材、研制、分析设计、生产制造、试验、运输储存,使用维护,数据收集,信息反馈,设计更改全过程中的可靠性技术工作。是一项真正的系统工程。其中,就结构可靠性分析而言,它包括了主要失效模式的确定、主要影响因素及其统计特性的描述、数学模型的建立及可靠度计算方法等,是结构可靠性研究的最基本的问题,是进行可靠性预测、评估、可靠度分配和可靠性优化设计的基础,也是本书的主要内容。

1.3 描述可靠性的特征量

飞机结构的安全性具有特别重要的意义。目前,飞机结构的安全性仍未达到令人满意的水平。因此,在飞机结构可靠性研究中,仍着重研究结构的安全性,在这种情况下,常将可靠性特征量与安全性特征量混用。

(1) 破坏(失效)概率 $F(t)$

按定义,结构寿命 T 的概率分布函数 $F(t)$ 为

$$F(t) = P\{T \leq t\}$$

即 $F(t)$ 是结构寿命 T 不超过 t 的概率,也就是在时刻 t 之前结构的破坏概率。因此,结构寿命 T 的分布函数就是结构破坏概率 $F(t)$ 。而结构寿命 T 的概率密度函数

$$f(t) = \frac{dF(t)}{dt}$$

就是结构的破坏(失效)概率密度。

(2) 存活率(可靠度) $R(t)$

按定义,存活率或可靠度 $R(t)$ 是结构使用到 t 时刻不破坏(不失效)的概率,于是有

$$R(t) = 1 - F(t) \quad (1.1)$$

(3) 危险率(失效率) $r(t)$

前面介绍的结构破坏概率(失效概率)或存活率(可靠度)都是反映原结构母体中任一结构从开始使用到 t 时为止的整个期间内的安全性或可靠性的高低。为了深入研究结构的安全性或可靠性,有时需要知道:使用到某一时刻 t 未破坏的结构,再继续使用下去时的破坏风险或破坏危险性大小。这就要用所谓的危险率或失效率 $r(t)$ 来表示。 $r(t)$ 描述的是,使用到 t 时未破坏的结构,再继续使用下去,在随后的单位时间内的破坏(失效)概率。即它是结构在 t 时刻以前未破坏条件下,在 t 时刻的条件破坏概率密度。而前面讲的 $f(t)$ 是结构在 t 时刻的无条件破坏概率密度,于是有

$$r(t) = \frac{f(t)}{R(t)} = \frac{f(t)}{1 - F(t)} \quad (1.2)$$

① $r(t)$ 与 $R(t)$ 、 $f(t)$ 、 $F(t)$ 的关系。根据定义 $r = \frac{f(t)}{R(t)}$, $f(t) = -\frac{dR(t)}{dt}$ 可得

$$r(t) = -\frac{1}{R(t)} \frac{dR(t)}{dt}$$

即

$$\frac{dR(t)}{R(t)} = -r(t)dt$$

上式两端分别对 t 从 0 到 t 积分,注意 $R(0) = 1$, 可得

$$R(t) = e^{-\int_0^t r(t)dt} \quad (1.3)$$

用 $1 - F(t)$ 代替上式中的 $R(t)$ 得到

$$F(t) = 1 - e^{-\int_0^t r(t)dt} \quad (1.4)$$

上式两端分别对 t 求导得到

$$f(t) = r(t)e^{-\int_0^t r(t)dt} \quad (1.5)$$

可见,只要知道了危险率 $r(t)$,就可确定存活率(可靠度) $R(t)$ 、破坏(失效)概率 $F(t)$ 及破坏概率密度 $f(t)$ 。

② $r(t)$ 的估计。产品的危险率 $r(t)$ 可以根据使用中的实际统计资料来估计。现将方法、原理介绍如下。

为叙述方便,引入下列符号:

N_0 ——在 $t = 0$ 时投入使用的产品总数;

$\Delta N(t)$ ——在 $[t, t + \Delta t)$ 内产品的破坏(失效)数;

$N_f(t)$ ——到 t 时为止的累积破坏(失效)数。

按危险率定义

$$r(t) = \frac{f(t)}{1 - F(t)}$$

在实际问题中, $f(t)$ 与 $F(t)$ 往往未知, 但是, 根据使用中的实际统计资料, 可以得到 $F(t)$ 的估计值 $\hat{F}(t)$ 及在 $[t, t + \Delta t)$ 时间间隔内的平均破坏概率密度 $\bar{f}(t)$, 即

$$\hat{F}(t) = \frac{N_f(t)}{N_0}$$

$$\bar{f}(t) = \frac{\Delta N(t)}{\Delta t N_0}$$

于是, 产品在 $[t, t + \Delta t)$ 内平均危险率 $\bar{r}(t)$ 可以用下式估计

$$\bar{r}(t) = \frac{\bar{f}(t)}{1 - \hat{F}(t)} = \frac{\frac{\Delta N(t)}{\Delta t N_0}}{1 - \frac{N_f(t)}{N_0}} = \frac{\Delta N(t)}{\Delta t} \frac{1}{N_0 - N_f(t)} \quad (1.6)$$

当 Δt 较小, N_0 较大时, 可以用 $\bar{r}(t)$ 作为 $r(t)$ 的估计值。

③ 典型 $r(t)$ 曲线。根据国内外长期统计得到的电子产品的大量使用数据, 画出了一种典型的 $r(t)$ 曲线, 其形状相似于浴盆的剖面线, 故称浴盆曲线 (如图 1.1 所示), 按其升降特性, 可将该曲线分为三段, 分别代表了电子产品使用过程的三个阶段。

第一阶段称为早期失效阶段。其特点是失效率较高, 且随着使用时间增长, 失效率迅速下降。这阶段的失效, 主要是由于材料缺陷和制造工艺不良所造成。为了提高产品可靠性, 降低早期失效率, 除了对产品的选材、制造进行严格的质量管理外, 可以在产品出厂前, 通过可靠性筛选的办法来淘汰可能发生早期失效的产品。

第二阶段称为随机失效阶段。这一阶段也是产品的主要使用期, 其特点是失效率近似为常数。这一阶段中产品的失效主要是由于偶然因素引起。

第三阶段称为耗损失效阶段。由于材料老化、疲劳、腐蚀等因素使得在此阶段产品失效率迅速上升。通常, 产品将在此阶段达到其使用寿命。当然, 合理的维修将推迟耗损失效阶段的到来或降低耗损失效阶段失效率的增长速度。

对于机械产品, 特别是像飞机机体结构, 从选材、加工、制造都进行了严格的质量控制, 早期失效者极少, 其破坏主要是由于疲劳、腐蚀等因素所致。故耗损破坏应是主要破坏

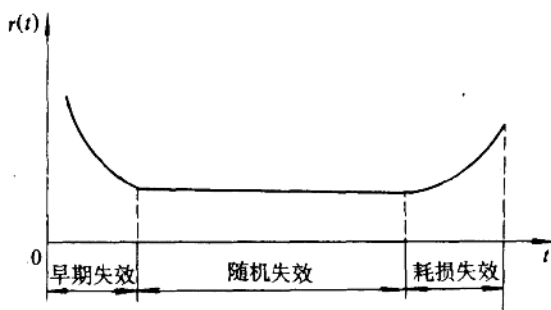


图 1.1 典型危险率曲线(浴盆曲线)

形式, $r(t)$ 曲线应为单调上升曲线。

(4) 平均寿命 MTTF

平均寿命或破坏前平均时间 MTTF 就是结构寿命 T 的数学期望 μ_T , 它与 T 的概率密度函数 $f(t)$ 及可靠度 $R(t)$ 的关系容易得到。

$$\text{MTTF} = \mu_T = \int_0^{\infty} t f(t) dt \quad (1.7)$$

将 $f(t) = -\frac{dR(t)}{dt}$ 代入上式可以得到

$$\begin{aligned} \text{MTTF} = \mu_T &= \int_0^{\infty} -t \frac{dR(t)}{dt} dt \\ &= -[t \cdot R(t)]_0^{\infty} + \int_0^{\infty} R(t) dt \\ &= \int_0^{\infty} R(t) dt \end{aligned} \quad (1.8)$$

上式中 $[t \cdot R(t)]_0^{\infty} = 0$, 因为 $t=0$ 时 $R(0)=0$, $t \rightarrow \infty$ 时 $R(t) \rightarrow 0$ 。

例 设 T 服从双参数威布尔分布, 分布函数为

$$F(t) = 1 - \text{EXP}\left[-\left(\frac{t}{\beta}\right)^{\alpha}\right]$$

可靠度为

$$R(t) = \text{EXP}\left[-\left(\frac{t}{\beta}\right)^{\alpha}\right]$$

代入 (1.8) 式, 求出 T 的平均寿命

$$\text{MTTF} = \mu_T = \int_0^{\infty} \text{EXP}\left[-\left(\frac{t}{\beta}\right)^{\alpha}\right] dt$$

令 $u = \left(\frac{t}{\beta}\right)^{\alpha}$, 则 $t = \beta u^{\frac{1}{\alpha}}$

$dt = \frac{\beta}{\alpha} u^{\frac{1-\alpha}{\alpha}}$ 代入上式得

$$\begin{aligned} \text{MTTF} = \mu_T &= \frac{\beta}{\alpha} \int_0^{\infty} u^{\frac{1-\alpha}{\alpha}} e^{-u} du \\ &= \frac{\beta}{\alpha} \Gamma\left(1 + \frac{1-\alpha}{\alpha}\right) \\ &= \frac{\beta}{\alpha} \Gamma\left(\frac{1}{\alpha}\right) \end{aligned} \quad (1.9)$$

注意到 Γ 函数性质 $\Gamma(1 + \frac{1}{\alpha}) = \frac{1}{\alpha} \Gamma(\frac{1}{\alpha})$, 则 (1.9) 式可写为 $\mu_T = \beta \Gamma(1 + \frac{1}{\alpha})$ 。

(5) 安全寿命 T_s

安全寿命又可称为可靠性寿命,它是结构寿命 T 的一个下限值,或者说是对应一个很大百分数的上百分位点。这个百分数就是可靠度或存活率 P 。因此, T_s 可由下列概率条件定义:

$$P\{T > T_s\} = P \quad (1.10)$$

可见,如选 T_s 为使用寿命,则结构在使用寿命内的存活率为 P 。如何依据 (1.10) 式确定 T_s ,将在第五章中详细介绍。

(6) 安全检查间隔 ΔT

安全检查间隔又常称为检查周期,它是保证可维修飞机结构安全性的重要指标。应用结构可靠性分析方法,根据检查间隔内允许的破坏概率大小或者危险率的大小可以确定安全检查间隔 ΔT 。在飞机使用中,常使用“首次翻修期限(首翻期)”和“翻修间隔期限(翻修间隔)”的术语,而安全检查间隔 ΔT 正是制订首翻期和翻修间隔的理论依据。

1.4 疲劳断裂是影响飞机结构安全的重要因素

(1) 历史回顾

飞机结构在使用中承受着不同大小和频次的交变载荷。第二次世界大战以后,特别是从 50 年代以来,飞机结构的疲劳问题日益严重。结构在重复载荷作用下的疲劳引起飞机结构破坏的事故不断发生。继 20 架“惠灵顿”号重型轰炸机发生疲劳问题后,1948 年,美国“马 J-202”号运输机因翼梁疲劳破坏发生空中失事;1951 年英国“鸽式”飞机也是因为翼梁疲劳破坏在澳大利亚失事;1952 年美国 F-89 战斗机因机翼接头疲劳问题而连续发生疲劳破坏;1953 年英国“维金”号飞机又因主梁破坏在非洲失事;特别需要提到的是,1954 年英国喷气式旅客机“慧星-I”号连续两次发生空中爆炸的惨祸,后来的分析与试验证明,失事的原因是气密座舱在反复出现的内外压差作用下发生了疲劳。在 50 年代到 60 年代前期,有人统计出美英两国因结构疲劳而引起飞机重大事故 20 多起。美国空军的一份统计资料表明,在 1968~1978 年间,美国空军飞机因机翼故障发生的 20 多起事故中,由于疲劳引起的事故数量最多。根据我国对飞机使用情况的统计,发现与结构强度有关的事故中,有 80% 是由于结构疲劳引起的。60 年代末到 70 年代初,我国相继发生了飞机、直升机因结构疲劳而引起机毁人亡的严重事故。

飞机结构疲劳问题的日益严重是由下列原因引起的:

① 飞机使用年限及使用寿命的大大延长。第二次世界大战后,战斗机与运输机的使用寿命提高了 5~10 倍。对现代运输机已经提出了使用 20 年,飞行数十万次的要求。这就使原来被掩盖的结构疲劳问题明显地暴露出来。

② 飞行速度和高度大大增加。以巡航速度而论,无论是战斗机,还是运输机,在 50 到 60 年代较第二次世界大战时的飞机都有成倍的增加。这就显著地增加了飞机在单位时间内的承载次数,并增大了载荷,特别是机动载荷的量级。飞行高度的增加,使得现代飞机广泛

采用了气密座舱，大型运输机的气密座舱在不同高度飞行时产生的压差载荷作用下出现了新的疲劳问题。

③高强度材料的采用。为了减轻重量，在飞机结构中尽量采用了高强度钢和高强度铝合金。但这些高强度材料往往是静强度高，而抗疲劳性能却没有相应的提高，并且常常具有较低的断裂韧性和较高的裂纹扩展速率，因而较易发生疲劳断裂。

④应力分析和静强度计算的日益精确使强度储备实际有所降低，从而也降低了结构实际抗疲劳的能力。

⑤其它，如现代飞机使用情况的日益复杂，和在恶劣条件下的使用，增加了疲劳载荷，从而增加了飞机结构疲劳问题的严重性。

(2) 疲劳破坏的全过程

结构疲劳破坏的整个过程常包括疲劳裂纹的萌生，疲劳裂纹的扩展和裂纹的快速扩展到构件断裂。按特殊的研究目的，还可以将每一阶段细化为若干子阶段。例如，对断口进行仔细的微观分析，常将裂纹的萌生过程划分成更小的几个阶段。这种细分对于研究疲劳的微观机理和材料的特性是有意义的。但是，在针对结构疲劳而进行的结构可靠性分析中，人们关心的是裂纹是否可检、结构剩余(静)强度是否降低，或者裂纹尺寸何时增大到超过经济维修极限。因此，在结构可靠性分析中，人们常采用下述两种方法之一来描述结构疲劳的全过程。

①裂纹形成加裂纹扩展的两阶段法。这种方法将结构在重复载荷作用下的全寿命划分成裂纹形成寿命和裂纹扩展寿命两个阶段。所谓裂纹形成寿命是指结构从开始使用到形成一定尺寸裂纹的使用时间(常用飞行小时或飞行次数表示)，为能方便地进行可靠性分析，要求含这种尺寸裂纹结构的剩余强度不致降低。一个抗疲劳断裂可靠性高的结构，在达到裂纹形成寿命时，所含规定尺寸的裂纹应具有很高的裂纹检出概率。也就是要求这种裂纹为可检裂纹。从这一裂纹扩展到结构破坏的时间就是裂纹扩展寿命。在裂纹扩展寿命期间，结构剩余强度逐渐降低，在一定的载荷作用下，结构破坏危险性逐渐增加，当遇到超过结构剩余强度的外载荷时就会破坏。

结构的裂纹形成寿命和裂纹扩展寿命均可以通过分析或试验及使用数据加以确定。

②当量裂纹扩展寿命法。这种方法是将结构的全寿命当量地用裂纹扩展寿命表示。它用当量初始裂纹尺寸表示结构的疲劳原始质量，结构全寿命也就是从当量初始裂纹开始扩展的裂纹扩展寿命。当量初始裂纹尺寸可以通过试验及断口分析反推得到，也可以通过分析求得。

现对这种方法中“当量”的要求进行说明。如果分析的目的是确定(估计)结构安全性的高低或破坏危险性的大小，那末，在结构剩余强度已经下降的较长裂纹阶段，当量裂纹扩展曲线应与真实裂纹扩展曲线相吻合。由于目前飞机结构的静强度设计和分析技术已相当成熟，实践证明，保持原设计静强度的结构在使用中的破坏概率极小，与由于疲劳裂纹扩展引起结构剩余强度下降而导致结构破坏的概率相比，可以忽略不计。因此，这一要求保证了以当量裂纹扩展曲线为基础计算得到的结构危险率曲线或破坏概率曲线与按真实裂纹扩展曲线算得的结果一致。如果分析的目的是确定(估计)结构经济寿命，那末，在需要对结构进行修理或更换的长裂纹阶段，当量裂纹扩展曲线应与真实裂纹扩展曲线一致。容易看出，用当量裂纹

扩展寿命法估计结构经济寿命, 即结构从开始使用到裂纹尺寸达到经济修理极限的寿命是比较方便的。

1.5 抗疲劳断裂设计思想的发展

在飞机发展的最初阶段, 飞机设计师们就对飞机结构的静强度给予了注意。随后, 逐步建立了结构静强度分析、设计与试验验证的整套成熟方法。结构疲劳问题暴露以后, 人们逐渐认识到, 对飞机结构仅仅进行静强度设计是不够的。为了保证飞机结构在规定使用期内的安全性和经济性, 人们先后发展了安全寿命设计、耐久性及损伤容限设计, 并正在研究发展结构可靠性分析与设计。

(1) 安全寿命设计思想

为了防止飞机结构在使用期内发生疲劳破坏, 在 50 年代, 即飞机结构疲劳问题开始变得严重的时期, 人们发展了安全寿命设计思想。这种安全寿命设计的基本思想是: 以试验、使用或分析得到的结构疲劳寿命数据为基础, 为飞机结构规定一个很低的安全使用寿命 N_s 。

即
$$N_s = \frac{\tilde{N}}{S_f} \quad (1.11)$$

式中 $\tilde{N}$ ——根据试验、使用或分析得到的结构平均寿命;

S_f ——分散系数。

在安全寿命设计中, 合理选取分散系数 S_f 的数值是一个重要问题。 S_f 应反应试验条件与真实使用条件的差异和试件疲劳寿命的分散特性。

当然, 作为一种抗疲劳设计方法, 在安全寿命设计中, 设计师们应合理采用各种设计、工艺, 使用措施来提高结构的疲劳寿命, 减小结构疲劳寿命的分散性, 从而尽可能地提高安全寿命。目前, 在一些可达性很差或不可检结构以及某些单路传力静定结构里仍然在使用安全寿命设计。

(2) 耐久性及损伤容限设计思想

安全寿命设计思想的一个明显不足之处是没有考虑由于可能的漏检而存在于结构中的初始缺陷或初始裂纹对结构安全性的影响。1969 年, 美国一架 F-111 飞机因翼盒中存在初始缺陷, 在使用初期导致机翼断裂而机毁人亡。这类事故表明, 按安全寿命设计的飞机仍不能保证足够的安全性。因此, 在 60 年代末和 70 年代有人提出了“破损安全”的概念, 并在此基础上发展了损伤容限设计思想。这一设计思想是基于如下的考虑: 飞机生产和使用的现实情况是, 所有无损检测方法都不能百分之百地将所有存在于结构危险部位的裂纹检出, 而且也不能对所有危险部位进行连续检查, 因此, 结构带损伤(即缺陷或裂纹)使用是难以避免的事情。损伤容限设计思想要求, 含损伤的结构在损伤被检出之前要保持足够的剩余强度。这一设计思想要求将所有“飞行安全结构”(这种结构的破坏将导致飞机失事)设计成破损安全结构或者缓慢裂纹扩展结构。只有采用多路传力的结构才有可能成为破损安全结构, 也就是才有可

能在部分传力途径破坏后,仍保持足够的剩余强度,直至下一次检查时将破坏结构检出。单路传力结构和部分多路传力结构在带有初始损伤的条件下,其裂纹扩展必须是缓慢的,使得到下一次检查时,结构仍保持足够的剩余强度。可见,损伤容限设计是依靠结构对损伤的容忍能力和规定的无损检测的有效性来保证安全的。

飞机是一种极其昂贵的产品。因此,其经济性的高低对其竞争能力是至关重要的。近代飞机的使用实践证明,飞机的维修费用在总成本(称全周期费用)中占了一个可观的比例。为了提高飞机的经济性,必须尽量降低维修费用。这样,就必须要求飞机结构十分耐用。飞机结构中某些部位的开裂可能并不对安全性造成很大的危害,但是,如果这类开裂过多,开裂到必须进行修理的程度(否则就要影响使用)的时间太短,其经济性显然是不好的。因此,对现代飞机进行损伤容限设计的同时,又正在积极发展耐久性设计技术,其基本思想是控制飞机结构在整个使用寿命期间开裂的数量,并尽量延长飞机结构从开始使用到开裂到必须修理的时间。

综上所述,70年代以后,在某些先进的航空工业国家发展起来的飞机结构耐久性和损伤容限设计,是想用耐久性设计来保证飞机的经济性,用损伤容限设计保证飞机结构的安全性。

(3) 结构可靠性分析与设计

实际上,飞机结构的经济性或安全性要受到很多因素的影响,其中一些主要影响因素还具有明显的、不可忽略的随机特性。而在目前采用的安全寿命设计和耐久性及损伤容限设计中,使用的却是孤立的、确定性的方法。例如,前面已经提到的当前有一种设计思想是,用耐久性设计保证飞机结构的经济性,而用损伤容限设计保证结构的安全性。事实上,耐久性设计中控制的主要设计变量——裂纹形成寿命的长短对结构安全性也有不可忽视的影响。因此,需要在目前的安全寿命设计和耐久性设计的基础上,发展一种能综合考虑各种主要因素的影响及其随机特征的分析设计方法,这种方法就是结构可靠性分析与设计方法。

广义地讲,飞机结构可靠性是指在战术技术要求或使用技术要求所规定的使用条件下,在规定的使用期限内,飞机结构完成规定功能的能力。对飞机结构来讲,使用环境因素主要是载荷,其它包括腐蚀、热、噪音等。广义的飞机结构可靠性应该包括飞机结构的安全性、耐久性、维修性和有效性。

安全性:在规定的使用条件和环境下,在规定的使用期限内,飞机结构安全使用,不发生灾难性破坏的能力。飞机、特别是民用飞机,其安全性是头等重要的事情。目前,飞机结构的安全水平比过去有了明显提高,但仍不能令人满意。在提高飞机各种使用性能的同时,努力提高飞机结构的安全性仍然是飞机设计师和其他有关研究、使用、管理人员的一项重要任务。

耐久性:飞机结构在规定的使用和维修条件下,达到要求的经济寿命时,完成规定功能的能力。

维修性:飞机结构在规定的使用条件下和规定的时间内,按规定的程序和方法进行维修后,还保持或恢复到能完成规定功能的能力。维修性是对可修复产品的要求。象飞机结构这种昂贵的产品,不应因为出现了局部的结构故障(如开裂、腐蚀等)就马上抛弃不用。一般都

要通过维修,使其能保持或恢复原有功能。一个维修性好的结构即使发生了故障也能较容易发现并较快地得到修复。狭义的可靠性要求飞机结构在使用期内不发生或很少发生故障,而维修性要求即使发生了故障也容易发现和修理。可见,可靠性与维修性有着十分密切的关系。在本章内将维修性作为广义可靠性的一个组成部分而提出。

有效性:可修复的飞机结构在某时刻具有或维持规定功能的能力。有效性是在维修性的基础上对飞机结构提出的更高要求。它要求飞机结构不但在发生故障后能进行修理,而且停飞待修和修理的时间要短,使飞机结构经常能处于可以使用的状态。这里也将有效性作为广义可靠性的一个组成部分而提出。

由于飞机结构安全性具有特别重要的地位,因此,目前在飞机结构的可靠性分析中,主要研究的是结构在使用条件和环境下的安全性。常常将飞机结构可靠性分析称作飞机结构破坏危险性分析。

结构可靠性分析研究的进展,已经在保证飞机结构安全性方面显现出越来越大的优越性。

①结构可靠性分析能定量地预计结构在使用条件下的可靠度(存活率)、破坏概率或破坏危险率。它们明确地、定量地表示了结构安全性的高低。而按现行结构设计准则进行的静强度、安全寿命或损伤容限分析,所给出的静强度、疲劳安全寿命和裂纹扩展寿命及检查间隔等指标所代表的安全性大小是含糊的,不确定的。

②结构可靠性分析综合考虑了影响结构安全的多种主要随机因素。并能定量地确定各主要因素对结构安全性的影响,从而为改进设计,提高结构安全性提供了依据和方向。

③根据结构可靠性分析的结果可以比较合理地确定结构检查间隔。在现行的损伤容限设计中,仅根据裂纹扩展寿命确定检查间隔,而结构可靠性分析的结果表明,裂纹形成寿命(疲劳寿命)对一个检查间隔内结构的破坏概率有着不可忽视的影响。结构使用时间越长,结构开裂的可能性就越大,若检查间隔不变,结构在一个检查间隔内的破坏概率就要增大。要保证结构在各检查间隔内破坏概率相同,就要随着使用时间的增加而逐渐按一定规律缩短检查间隔。

结构可靠性分析的研究成果已经在老机延寿、新机定寿中得到应用。据称,澳大利亚空军已将结构可靠性分析的成果作为确定机队检查间隔的依据。在美国联邦航空局运输部发出的为贯彻 FAR-25 部关于结构损伤容限和疲劳评定的咨询通报中,明确提出:“在某些特定场合,可以采用像危险性分析一类的概率评定方法来更为真实地评定损伤容限设计。……,这些方法可能对那些由离散的独立元件所组成的结构有特殊价值。……。凡是认为采用概率分析比确定性分析更为合适的地方,都可使用概率分析。”

结构可靠性研究尚处于发展阶段,远未达到制订结构可靠性设计规范,按给定可靠度指标对整个飞机结构进行可靠性设计的水平。即使在结构可靠性分析中,也还有不少困难问题有待进一步研究解决。例如,由于飞机结构复杂,使用环境复杂,影响结构可靠性的因素众多,如果不分主次地考虑这些因素的随机特性、相关关系,完全用概率方法进行结构可靠性分析,那将是极其繁难,甚至无法进行。因此,如何筛选出对结构可靠性影响最大的若干主要因素,如何建立合理简化的工程分析模型就是当前必须解决的课题。再如,收集、整理必要的原始数据,如有关各种参量的统计分布,特别是各主要参量概率分布尾部区域的数据,建立结构可靠性数据库。这是需要全国各有关单位合作,甚至需要国际间协作的课题。其它

如结构可靠性标准的制订,可靠度分配等都需要进一步研究。这些问题的逐步解决,将把结构可靠性分析推向更高的发展阶段,并将在飞机结构的分析、设计、使用、评估中得到更广泛的应用。还必须指出,虽然目前结构可靠性研究发展的水平还未达到制订全面的可靠性设计规范的程度,但是,在现阶段应该、也必须用结构可靠性思想来评价、解释和修改现行的结构设计规范、标准和手册。世界上一些先进的航空工业国家和一些先进的飞机设计、制造公司在这方面已经作了不少工作,有的公司已经根据可靠性研究成果,在结构设计手册中引入了计及结构破坏后果的结构可靠性系数。我国航空科学技术水平与先进国家相比还比较低,更应加强结构可靠性研究,以便在消化、理解、吸收国外设计规范、标准、手册的同时,以可靠性思想为指导,编制出适合我国具体情况的先进的规范、标准和手册,以促进我国航空事业的发展,尽快赶上世界先进水平。

本教材将针对疲劳断裂破坏模式,介绍飞机结构可靠性分析的基础知识、主要影响因素及其设计特性,考虑单一因素和多种因素的结构破坏危险性分析,并将简单介绍耐久性设计的发展和飞机设计中目前一些公司采用的可靠性设计的工程方法。