

疲劳可靠性

高镇同 熊峻江 著

北京航空航天大学出版社
<http://www.buaapress.com.cn>

疲劳可靠性

高镇同 熊峻江 著

北京航空航天大学出版社

<http://www.buaapress.com.cn>

内容简介

疲劳可靠性是融概率论、数理统计学、疲劳学、断裂力学、材料科学等于一体的交叉学科,旨在以经济性为基点,在规定工作条件下、在完成规定的功能下、在规定使用寿命期间,使结构因疲劳强度不足而失效的可能性减至最低程度。其应用范围主要包括疲劳性能试验设计、结构使用寿命可靠性设计和疲劳载荷谱的编制等。本书着重阐述疲劳可靠性基本原理及其在工程实际中的应用,介绍在疲劳可靠性领域内一些重要基本概念和定义,如可靠度、置信度、显著度、广义 $S-N$ 曲面、广义 $da/dN-\Delta K$ 曲面等,并按学科体系对常用的计算公式都作了数学推导和论证。

本书可作为高等学校航空、机械等专业研究生教学用书,也可供从事疲劳设计和疲劳试验的研究人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

疲劳可靠性/高镇同等著. —北京:北京航空航天大学出版社,2000.12

ISBN 7-81012-907-4

I. 疲… II. 高… III. 疲劳-可靠性
IV. 0346.2

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2000)第 54463 号

疲 劳 可 靠 性

高镇同 熊峻江 著

责任编辑 王小青 责任校对 陈 坤

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市学院路 37 号(100083) 发行部电话(010)82317024

<http://www.buaapress.com.cn>

E-mail: pressell@publica.bj.cninfo.net

北京宏文印刷厂印制 各地书店经销

开本: 850×1168 1/32 印张: 13.25 字数: 356 千字

2000 年 12 月第 1 版 2000 年 12 月第 1 次印刷 印数: 1000 册

ISBN 7-81012-907-4/O·045 定价: 35.00 元

前 言

作者于1986年曾著有《疲劳应用统计学》一书,当时该书内容即已构成疲劳可靠性的理论框架。此次,本书出版发行,系在原有基础上作了重要修改和订正,增补了疲劳可靠性最新研究成果,按学科体系纂辑而成。全书总体构思如下。

将疲劳过程划分为裂纹形成和裂纹扩展两个阶段。构件在出现某一指定“工程裂纹”以前的寿命称为裂纹形成寿命;从工程裂纹扩展至临界裂纹的寿命为裂纹扩展寿命。全寿命为二者之和。一方面,根据此疲劳过程两阶段论,建立了全寿命分散系数定寿法、经济寿命耐久性模型和疲劳试验设计原理等,已成功地用于工程实际。另一方面,将作用于构件上的疲劳应力和表征材料抗力的疲劳强度均用两个参数描述,即应力幅值和应力均值,从而将二者都视作随机变量,采用二维随机变量分析方法,建立了二维疲劳载荷概率分布、广义 $S-N$ 曲面、广义 $da/dN-\Delta K$ 曲面、二维疲劳裂纹扩展门槛值概率分布、二维动态应力-强度干涉模型等。

本书注重理论联系实际,将应用问题穿插于理论分析内容之中,所列举的一些算例都来源于工程实践。因此,本书除可作为教学用书之外,还可供从事机械结构疲劳设计和疲劳试验的研究人员参考。

作 者

2000年5月

主要符号

ξ, η, ζ	随机变量
N	疲劳寿命(疲劳裂纹形成寿命或全寿命)
N^*	疲劳裂纹扩展寿命
N_ξ	作为随机变量的疲劳寿命
n	子样大小或应力循环数
v	频数
f	频率
μ	母体平均值
$\hat{\mu}$	母体平均值估计量
σ^2	母体方差
$\hat{\sigma}^2$	母体方差估计量
σ	母体标准差
$\hat{\sigma}$	母体标准差估计量
p	可靠度(存活率)
$\hat{p}$	可靠度估计量
$\bar{x}$	子样平均值
$\bar{\xi}$	作为随机变量的子样平均值
s^2	子样方差
s	子样标准差
s_ξ^2	作为随机变量的子样方差
s_ξ	作为随机变量的子样标准差
$E(\xi)$	随机变量 ξ 的数学期望
$\text{Var}(\xi)$	随机变量 ξ 的方差
N_p	具有可靠度 p 的疲劳寿命

x_p	具有可靠度 p 的百分位值
N_{50}	中值疲劳寿命(50 %可靠度的疲劳寿命)
$\bar{N}$	疲劳寿命子样平均值
μ_N	疲劳寿命母体平均值
$\hat{N}_p$	具有可靠度 p 的疲劳寿命估计量
$\hat{N}_{50}$	中值疲劳寿命估计量
$\hat{N}_{99.9}$	99.9 %可靠度的安全寿命估计量
N_0	威布尔最小寿命参数
N_a	威布尔特征寿命参数
b	威布尔形状(或斜率)参数或其他常数
$P(A)$	事件 A 的概率
$P(\xi > x_p)$	随机变量 ξ 大于 x_p 的概率
$f(x)$	概率密度函数(理论频率函数)
$F(x_p)$	分布函数(累积频率函数)
ν	自由度
α	显著度
γ	置信度
X	正态变量或其他随机变量
U	标准正态变量或表示必然事件
u	标准正态变量的取值
$\phi(u)$	标准正态概率密度函数
u_p	标准正态偏量
u_γ	与置信度相关的标准正态偏量
χ^2	按 χ^2 分布的随机变量
t_x	按 t 分布的随机变量
t	t_x 变量的取值
F_x	按 F 分布的随机变量

F	F_x 变量的取值
$\hat{k}$	标准差修正系数
k	单侧容限系数
$M_{\xi}(\theta)$	随机变量 ξ 的矩母函数
σ_b	拉伸强度极限
σ_s	拉伸屈服极限
$s_{\max}$	应力循环中最大代数值的应力
$s_{\min}$	应力循环中最小代数值的应力
s_m	平均应力($s_{\max}$ 和 $s_{\min}$ 的代数平均值)
s_a	应力幅($s_{\max}$ 和 $s_{\min}$ 的代数差的一半)
R	应力比($s_{\min}$ 对 $s_{\max}$ 的代数比值)
$\hat{S}_p$	具有可靠度 p 的疲劳强度估计量
S_{-1}	对称循环下材料的疲劳极限
da/dN	疲劳裂纹扩展速率
ΔK	应力强度因子变程
ΔK_{th}	疲劳裂纹扩展门槛值
K_m	应力强度因子均值
L_f	完全寿命分散系数
L_i	不完全寿命分散系数

目 录

主要符号

绪 论

第一章 疲劳统计基础知识

1.1 引 言	(5)
1.2 母体、个体和子样	(7)
1.3 直方图	(8)
1.4 实验频率曲线和理论频率函数	(13)
1.5 平均值	(16)
1.6 中 值	(18)
1.7 标准差和方差	(19)
1.8 变异系数	(23)

第二章 概率论基础知识

2.1 引 言	(25)
2.2 事 件	(25)
2.3 概率的定义	(27)
2.4 概率的加法定理	(30)
2.5 概率的乘法定理	(32)
2.6 随机变量和概率密度函数	(37)
2.7 随机变量的分布函数	(40)
2.8 随机变量的数学期望和中值	(43)
2.9 随机变量的方差和标准差	(46)
2.10 随机变量的矩数	(48)

第三章 正态分布和威布尔分布

3.1 正态概率密度函数·····	(51)
3.2 正态变量的数学期望和方差·····	(54)
3.3 标准正态概率密度函数·····	(56)
3.4 正态变量的可靠度和破坏率·····	(58)
3.5 正态概率密度函数的定积分计算·····	(65)
3.6 正态概率坐标纸·····	(69)
3.7 威布尔概率密度函数·····	(74)
3.8 威布尔变量的可靠度和破坏率·····	(76)
3.9 威布尔概率坐标纸·····	(79)
3.10 威布尔变量的数学期望和方差·····	(81)
附录 I Γ 函数·····	(87)
附录 II B 函数·····	(89)
附录 III 伽马分布·····	(90)

第四章 随机变量的函数及其特征值

4.1 引 言·····	(93)
4.2 二维随机变量·····	(94)
4.3 随机变量之和(或差)的数学期望·····	(96)
4.4 随机变量之和(或差)的方差·····	(98)
4.5 子样平均值的数学期望和方差·····	(100)
4.6 母体平均值和方差的点估计量·····	(103)
4.7 可靠度估计量·····	(109)
4.8 最大似然性原理·····	(113)

第五章 疲劳性能测试中母体参数估计

5.1 引 言·····	(118)
5.2 正态分布母体参数估计·····	(119)

5.3 威布尔分布母体参数估计	(125)
5.4 $S-N$ 曲线和 $P-S-N$ 曲线	(133)
5.5 疲劳性能数据的最佳直线拟合	(139)
5.6 $P-N$ 图的直线拟合	(150)
5.7 相关系数优化法	(155)
5.8 利用最大似然法测定疲劳性能曲线	(157)

第六章 随机变量函数的概率分布

6.1 引 言	(161)
6.2 标准正态变量平方的概率密度函数	(161)
6.3 疲劳寿命的概率密度函数	(164)
6.4 疲劳寿命的数学期望	(166)
6.5 单调函数的概率密度函数	(169)
6.6 疲劳损伤的概率密度函数	(170)
6.7 矩母函数定义及其计算	(171)
6.8 关于矩母函数的定理	(175)
6.9 正态变量之和(或差)的概率密度函数	(177)
6.10 子样平均值的概率密度函数	(180)

第七章 统计推断理论概述

7.1 统计推断的意义	(183)
7.2 u 检验法原理	(185)
7.3 显著度	(189)
7.4 置信度	(192)
7.5 成组对比试验的 u 检验法	(195)

第八章 χ^2 分布及其应用

8.1 χ^2 概率密度函数的建立	(199)
8.2 χ^2 检验法原理	(204)

8.3 正态母体标准差的区间估计	(208)
8.4 正态母体标准差的无偏估计量	(210)
8.5 母体分布统计假设的 χ^2 检验法	(214)

第九章 t 分布和 F 分布及其应用

9.1 t 概率密度函数的建立	(221)
9.2 t 检验法原理	(227)
9.3 正态母体平均值的区间估计	(230)
9.4 F 概率密度函数的建立	(233)
9.5 F 检验法原理	(238)

第十章 疲劳对比试验原理和筛选试验原理

10.1 引 言	(243)
10.2 成组对比试验的 t 检验法	(244)
10.3 成组对比试验的 t' 检验法	(256)
10.4 成对对比试验的 t 检验法	(258)
10.5 成组对比和成对对比两种试验方法的比较	(266)
10.6 各子样大小相同时的筛选试验	(269)
10.7 各子样大小不同时的筛选试验	(281)

第十一章 疲劳性能可靠性试验设计和数据处理

11.1 引 言	(289)
11.2 估计母体中值的最少试件个数判据	(290)
11.3 配对升降法和疲劳极限	(293)
11.4 疲劳强度的最大似然估计量	(298)
11.5 估计母体百分位值的最少试件个数判据	(301)
11.6 单侧容限系数法	(308)
11.7 用相关系数优化法拟合三参数疲劳性能曲线	(315)
11.8 广义 $S-N$ 曲面	(321)

11.9 广义 $da/dN - \Delta K$ 曲面	(326)
-------------------------------------	-------

第十二章 疲劳载荷谱

12.1 引 言	(331)
12.2 雨流 - 回线法	(333)
12.3 波动中心法	(339)
12.4 变均值法	(343)
12.5 二维疲劳应力概率分布	(347)
12.6 裂纹形成的损伤当量折算	(349)
12.7 裂纹扩展的损伤当量折算	(353)
12.8 随机载荷波形分类	(359)

第十三章 结构寿命可靠性评定和预测

13.1 引 言	(363)
13.2 一维应力 - 强度干涉模型	(363)
13.3 一维疲劳极限概率分布	(366)
13.4 二维疲劳极限概率分布	(370)
13.5 二维疲劳裂纹扩展阈值概率分布	(373)
13.6 应力 - 强度干涉模型的普遍式	(375)
13.7 断裂干涉模型	(377)
13.8 全寿命分散系数法	(379)
13.9 经济寿命耐久性模型	(385)

附 表

附表 1 Γ 函数表	(391)
附表 2 u_p 和 p 数值表	(392)
附表 3 可靠度估计量	(394)
附表 4 相关系数检验表	(396)
附表 5 χ^2 分布数值表	(397)

附表 6	t 分布数值表	(398)
附表 7	F 分布数值表之一	(399)
附表 8	F 分布数值表之二	(400)
附表 9	F 分布数值表之三	(401)
附表 10	F 分布数值表之四	(402)
附表 11	F 分布数值表之五	(403)

参考文献

绪 论

当前的机械结构强度设计正处于变革时代,将由传统的以安全系数保障强度储备的定值方法朝向以可靠性设计的概率方法演进。据 1982 年美国统计^[16],因交变载荷引起的疲劳断裂事故占机械结构失效总数的 95 %。疲劳破坏的危险性表现在结构到达疲劳寿命时无明显先兆(显著变形)就会突然断裂解体。早期我国生产的各类飞机经常发生空难,其原因是飞机结构多处存在疲劳薄弱部位,特别是没有明确的寿命指标,盲目使用以致造成事故。所以,为了保证产品安全工作,精确地制定使用寿命和检修周期至关重要。

实践表明:由于作用在结构上的外载荷随机波动和结构材质、工艺的内在不均匀性,使得同一类型结构在同一工况下体现不同的效能,导致结构疲劳寿命可相差数倍之多,存在很大的分散性。显然,采用定值方法不能对结构安全进行合理评估。作为疲劳寿命标志的裂纹萌生、裂纹扩展、后期断裂,受必然性和偶然性协同作用控制。必然性反映总体基本规律,偶然性反映个体随机差异,二者的耦合行为对物理系统产生的效应以概率演化出现。疲劳现象变化的基本规律可以由确定性方法表达其因果关系,紊乱无序的随机差异则无法用定值方法描述,但它的群体却遵循某些统计规律,可以使系统由无序变为有序,从而构成疲劳可靠性的理论框架。

结构疲劳可靠性研究,综合运用概率论、数理统计学、疲劳学、断裂力学、材料科学等理论,旨在从经济性和维修性要求出发,在规定工作条件下、在完成规定的功能下、在规定使用寿命期间,使结构因疲劳强度不足而失效的可能性(破坏概率)减至最低程度。

20 世纪 60 年代以来, 各国科学家, 如 W. Weibull, A. M. Freudenthal, C. Lipson, E. B. Haugen, H. Ishikawa, D. Kececioglu 等人对疲劳可靠性做了开拓性工作。此后, 在国内外陆续发表有这方面论文和技术报告, 但未见有专著出版发行。为此, 作者在总结国内外先进经验的基础上, 将个人研究成果按学科体系纂辑成册。全书总体构思概述如下。

在循环加载下, 产生疲劳破坏的应力循环数或应变循环数称为“疲劳寿命”。疲劳过程可划分为裂纹形成和裂纹扩展两个阶段。实际构件在出现某一指定“工程裂纹”以前的寿命称为“裂纹形成寿命”或“裂纹萌生寿命”, 从工程裂纹扩展至临界裂纹或完全断裂的寿命称为“裂纹扩展寿命”。全寿命是二者之和。在实用上, 以出现宏观可见的或可检的裂纹作为工程裂纹。工程裂纹尺寸无统一规定, 一般在 1 mm 左右量级。因为工程裂纹尺寸远大于金属晶粒尺寸, 所以在工程裂纹出现后, 能将裂纹作为物体的自由边界, 并将其周围材料视作均匀连续介质, 而可应用断裂力学方法处理。本书根据疲劳过程两阶段论, 建立了经济寿命耐久性模型, 利用此模型曾预测运七客机结构首次翻修期可由 5 000 h (小时) 延长至 7 000 h, 后经长期飞行资料证实, 预测结果与实际情况符合一致。长期以来, 世界各国飞机制造厂、所在确定飞机结构使用寿命时, 常采用单一的寿命分散系数, 但实际上裂纹形成寿命的分散性比裂纹扩展寿命的分散性大得多, 显然此种做法欠妥。书中所介绍的全寿命分散系数定寿法, 对裂纹形成寿命和裂纹扩展寿命采用两种不同的分散系数, 由个体疲劳寿命试验结果即可推断群体的高可靠度、高置信度的使用寿命, 是一种符合我国国情行之有效的方法。十余年来, 全寿命分散系数定寿法已成功地用于歼击机、强击机、运输机、教练机等 20 个机型的定寿和延寿, 保障了飞行安全。

构件所承受的疲劳应力 s (图 0-1) 和表征材料抗力的疲劳强

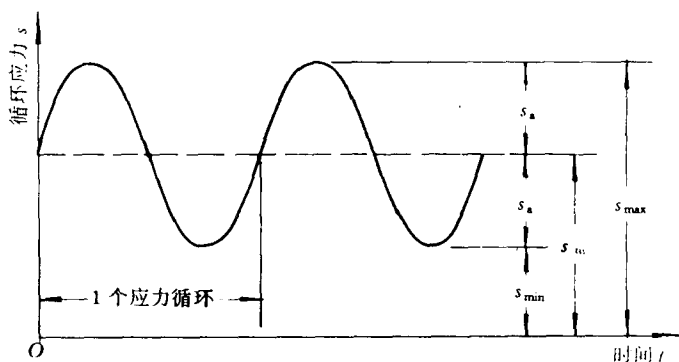


图 0-1 交变应力循环

度 S^* 应由两个参数描述,即应力幅值和应力均值。疲劳寿命 N 和疲劳损伤实际上也由应力幅值和应力均值共同作用控制,单一应力分量不足以度量疲劳应力作用之程度。因此,对任一循环应力都必须同时用应力幅值和应力均值(或最大应力 $s_{\max}$ 和最小应力 $s_{\min}$)来表示,此二分量总称“应力水平”。应力水平也可由应力比 $R = s_{\min}/s_{\max}$ 和最大应力 $s_{\max}$ 表示。疲劳寿命的长短取决于应力水平的高低,施加的应力水平越高,则疲劳寿命越短。本书将应力幅值和应力均值都视为随机变量,采用二维随机变量分析方法,建立了二维疲劳载荷概率分布、广义 $S-N$ 曲面、广义 $da/dN - \Delta K$ 曲面、二维疲劳裂纹扩展门槛值概率分布、二维动态应力-强度干涉模型、二维动态断裂干涉模型、二维疲劳强度概率分布等。

应该指出:过去在技术文献中都将本应是二维的问题简化成一维问题,因此必然给疲劳可靠性的计算带来很大误差。二维问题构成一概率-应力空间曲面形式或疲劳强度-寿命空间曲面形式,比一维问题复杂得多,为此,本书发展了各种拟合空间曲面的

* 为区别疲劳应力和疲劳强度这两个物理量,疲劳应力符号常用 s 表示,疲劳强度则用 S 表示。

数学方法,如相关系数优化法、 χ^2 变量优化法、最大似然法等。借助这些方法可以精确地建立二维问题的函数关系,从而编制计算机程序,便于工程应用。二维问题的提出不仅符合实际情况,而且开辟了疲劳可靠性研究的新领域。

在疲劳性能试验设计和数据处理方面,本书详尽论述了各种试验原理和方法。疲劳极限为材料动强度的重要性能指标。国际上测定疲劳极限通常采用的方法是 Dixon 升降法,该法需用试件 30 个左右。在本书中对疲劳极限赋予新的统计定义,并提出与其相应的配对升降法。配对升降法仅需 12 个试件即可精确地测定出疲劳极限,节省大量的试验经费。制定疲劳试验方案时,首先要考虑的是使用多少试件。根据美国国家标准(E468—76)采用成组法和升降法测定 $S-N$ (疲劳强度-寿命)曲线时,成组法按 3 个不同的应力水平将试件分作 3 组,每组 8 个试件,再加上升降法所需的试件,测试一条 $S-N$ 曲线共需试件近 50 个。按统计学原理,对循环次数 N 较少的高应力水平,数据分散性较小的成组试验,可少取一些试件;随着应力水平的降低分散性增大,试件个数应有所增加,显然,对各应力水平不宜使用相同的试件个数。本书所介绍的最少的试件个数判据是以分散程度为基准的,利用该法精确地测定一条 $S-N$ 曲线只需 30 个左右试件。为了考查本书提供的一系列试验方法的可行性,经国内 18 个单位以及德国宇航研究院试用,效果甚佳,优于国际上通用的方法,已被列为航空工业部标准(HB/Z112—86)。