



(原书第二版)

基于压电晶片主动传感器 的结构健康监测

**STRUCTURAL HEALTH MONITORING
WITH PIEZOELECTRIC WAFER ACTIVE SENSORS**

(SECOND EDITION)

[美] VICTOR GIURGIUTIU 著

袁慎芳 译

ELSEVIER



科学出版社

基于压电晶片主动传感器的 结构健康监测

(原书第二版)

[美] Victor Giurgiutiu 著

袁慎芳 译



科学出版社

北京

图字：01-2018-0602

内 容 简 介

本书英文原著由美国南卡罗来纳大学机械工程系 Victor Giurgiutiu 教授撰写。中文译本由南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室教育部“长江学者”特聘教授袁慎芳完成。本书循序渐进地讲解了基于压电晶片主动传感器的结构健康监测理论、方法和案例，所涉及内容包括结构健康监测相关基本概念、电主动材料和磁主动材料、结构振动及其分析方法、弹性波理论和建模方法、压电晶片主动传感器及其与结构的耦合分析、压电晶片谐振器、基于结构机电阻抗的结构健康监测方法、压电弹性波调制方法、压电导波结构健康监测方法、压电在线相控阵方法和压电结构健康监测信号处理与模式识别方法，最后介绍了基于压电晶片主动传感器的结构健康监测研究案例。

本书内容全面，通俗易懂，既有专业性，又兼具可读性，特别适合读者学习有关结构健康监测的概念、原理和方法，为他们在该领域开展深入研究奠定基础。

图书在版编目(CIP)数据

基于压电晶片主动传感器的结构健康监测：原书第二版 / (美) 维克托·久次楚 (Victor Giurgiutiu) 著；袁慎芳译. —北京：科学出版社，2018.2
书名原文：Structural Health Monitoring with Piezoelectric Wafer Active Sensors
ISBN 978-7-03-029190-5

I. ①基… II. ①维… ②袁… III. ①压电晶体换能器-监测
IV. ①TN712

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2018) 第 028099 号

责任编辑：徐杨峰

责任印制：谭宏宇 / 封面设计：殷 靓

科学出版社出版

北京东黄城根北街16号

邮政编码：100717

<http://www.sciencep.com>

江苏凤凰数码印务有限公司印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2018年2月第一版 开本：787×1092 1/16

2018年2月第一次印刷 印张：43 1/4

字数：980 000

定价：228.00 元

(如有印装质量问题，我社负责调换)

Structural Health Monitoring with Piezoelectric Wafer Active Sensors, 2nd edition

Victor Giurgiutiu

ISBN: 9780124186910

Copyright © 2014 Elsevier Inc. All rights reserved.

Authorized Chinese translation published by China Science Publishing & Media Ltd.

《基于压电晶片主动传感器的结构健康监测》(第2版)(袁慎芳译)

ISBN: 9787030291905

Copyright © Elsevier Ltd./BV/Inc. and China Science Publishing & Media Ltd. All rights reserved.

No part of this publication may be reproduced or transmitted in any form or by any means, electronic or mechanical, including photocopying, recording, or any information storage and retrieval system, without permission in writing from Elsevier (Singapore) Pte Ltd. Details on how to seek permission, further information about the Elsevier's permissions policies and arrangements with organizations such as the Copyright Clearance Center and the Copyright Licensing Agency, can be found at our website: www.elsevier.com/permissions.

This book and the individual contributions contained in it are protected under copyright by Elsevier Ltd./BV/Inc. and China Science Publishing & Media Ltd. (other than as may be noted herein).

Online resources are not available with this reprint.

This edition of *Structural Health Monitoring with Piezoelectric Wafer Active Sensors, 2nd edition* by Victor Giurgiutiu is published by arrangement with ELSEVIER INC/LTD/BV.

注 意

本译本由 Elsevier Singapore Pte Ltd 和科学出版社合作完成。相关从业及研究人员必须凭借其自身经验和知识对文中描述的信息数据、方法策略、搭配组合、实验操作进行评估和使用。(由于医学科学发展迅速,临床诊断和给药剂量尤其需要经过独立验证。)在法律允许的最大范围内,爱思唯尔、译文的原文作者、原文编辑及原文内容提供者均不对译文或因产品责任、疏忽或其他操作造成的人身及/或财产伤害及/或损失承担责任,亦不对由于使用文中提到的方法、产品、说明或思想而导致的人身及/或财产伤害及/或损失承担责任。

Printed in China by China Science Publishing & Media Ltd. under special arrangement with Elsevier Inc/Ltd/BV.

This edition is authorized for sale in the People's Republic of China only, excluding Hong Kong SAR, Macau SAR and Taiwan. Unauthorized export of this edition is a violation of the contract.

本书封底贴有 Elsevier 防伪标签,无标签者不得销售。

译者的话

结构健康监测是智能结构研究的一个重要组成部分,是一个多学科综合交叉的前沿领域。利用结构健康监测技术可以在工程结构的设计、实验和服役全过程中对结构的健康状态进行监测,从而保障新材料、新工艺的应用,并指导结构设计和维护。利用结构健康监测技术实现结构的在线监测,有助于提高结构的安全性,降低维护成本,延长结构寿命。结构健康监测技术在航空航天、土木工程、大型机械装备等很多领域具有重要应用价值。

《基于压电晶片主动传感器的结构健康监测》由美国南卡罗来纳大学机械工程系 Victor Giurgiutiu 教授撰写。Giurgiutiu 教授多年来致力于结构健康监测方面的研究,是该领域世界著名的专家。Giurgiutiu 教授总结国际上压电结构健康监测理论和方法的进展及其所领导团队多年的研究积累,撰写了此书。本书循序渐进地讲解了压电结构健康监测技术所涉及的力学分析基础、导波理论、传感器原理及基于压电传感器的各类监测方法和应用实例,内容全面,通俗易懂,既有专业性,又兼具可读性,特别适合读者学习有关结构健康监测的概念、原理和方法,为他们在该领域开展深入研究奠定基础。

南京航空航天大学结构健康监测与预测研究中心主任袁慎芳教授组织翻译了全书,历时一年半,部分团队教师和研究生参与了各章翻译,包括:王卉(第1章);李龙杰(第2章);陆红伟(第3章);陶静雅(第4章);刘凌峰、许沛(第5章);范澎澎(第6章);郭方宇(第7章);刘凌峰、赵玮(第8章);刘凌峰(第9章);梅寒飞、房芳、陶静雅(第10章);蔡建、张申宇(第11章);蔡建、王卉、陆红伟、范澎澎(第12章);鲍峤(第13章);陈健、张巾巾(第14章);张巾巾、陈健(第15章)。本书的翻译还得到上海交通大学密西根学院申岩峰博士的热情帮助,他协助校订了第2章及第7章。邱雷教授、研究生徐亮参加了本书的样稿校对。为忠于原文,本书的公式符号尽量和原著保持一致。

2016年5月,Giurgiutiu 教授访问了南京航空航天大学结构健康监测与预测研究中心,面向航空宇航学院硕士研究生、博士研究生开设了全英文结构健康监测课程。原著被用作教材,其中文译本已作为参考资料提供给学生,便于他们更好地理解课程内容。中文译本也是中心全体团队成员为 Giurgiutiu 教授精心准备的一份真诚礼物!之后,团队对全书翻译再次进行了全面修改和校订,于2017年4月6日完成。

由于译者水平有限,书中难免有不足之处,恳请读者批评指正。

袁慎芳

2017年4月6日

于南京航空航天大学

机械结构力学及控制国家重点实验室

目 录

译者的话

第 1 章 绪论	1
1.1 结构健康监测基础和概念	1
1.2 结构的断裂与失效	2
1.3 飞机结构完整性大纲	6
1.4 基于 SHM 的优化诊断和预测	11
1.5 关于本书	12
参考文献	13
第 2 章 电主动和磁主动材料	14
2.1 引言	14
2.2 压电效应	14
2.3 压电现象	21
2.4 钙钛矿陶瓷	22
2.5 压电聚合物	29
2.6 磁致伸缩材料	30
2.7 总结	32
2.8 问题和练习	33
参考文献	33
第 3 章 振动基础	34
3.1 引言	34
3.2 单自由度振动分析	34
3.3 杆的轴向振动	52
3.4 梁的弯曲振动	69
3.5 轴的扭转振动	85
3.6 弹性长条的水平剪切振动	88
3.7 梁的垂直剪切振动	91
3.8 总结	92
3.9 问题和练习	92
参考文献	94
第 4 章 板的振动	95
4.1 引言	95
4.2 板振动的弹性方程	95
4.3 矩形板的轴向振动	95

4.4	圆板的轴向振动	98
4.5	矩形板的弯曲振动	108
4.6	圆板的弯曲振动	118
4.7	总结	131
4.8	问题和练习	131
	参考文献	132
第 5 章	弹性波	133
5.1	引言	133
5.2	固体和结构中的弹性波传播概述	133
5.3	杆中的轴向波	134
5.4	梁中的弯曲波	155
5.5	轴中的扭转波	173
5.6	长条中的水平剪切波	173
5.7	梁中的纵向剪切波	175
5.8	板波	175
5.9	平面波、球波和环形波波阵面	186
5.10	无限大弹性介质中的体波	192
5.11	总结	201
5.12	问题和练习	201
	参考文献	204
第 6 章	导波	205
6.1	引言	205
6.2	Rayleigh 波	205
6.3	SH 板波	209
6.4	Lamb 波	215
6.5	环形峰 Lamb 波	229
6.6	板中导波的概述	244
6.7	管和壳中的导波	247
6.8	总结	250
6.9	问题和练习	251
	参考文献	251
第 7 章	压电晶片主动传感器	252
7.1	引言	252
7.2	PWAS 驱动器	253
7.3	PWAS 应力和应变测量	258
7.4	厚度对 PWAS 激励与传感的影响	263
7.5	基于 PWAS 的振动传感	264
7.6	基于 PWAS 的波传感	267

7.7 PWAS 的安装与质量检查	269
7.8 PWAS 的耐久性和存活能力	274
7.9 PWAS 在 SHM 中的典型应用	278
7.10 总结	280
7.11 问题和练习	280
参考文献	281
第 8 章 PWAS 与被监测结构的耦合	282
8.1 引言	282
8.2 1-D 剪切层耦合分析	283
8.3 矩形 PWAS 的 2-D 剪切滞分析	293
8.4 圆形 PWAS 的剪切层分析	302
8.5 PWAS 与结构间的能量传递	309
8.6 总结	319
8.7 问题和练习	319
参考文献	320
第 9 章 PWAS 谐振器	321
9.1 引言	321
9.2 1-D PWAS 谐振器	321
9.3 圆形 PWAS 谐振器	341
9.4 PWAS 谐振器的耦合场分析	351
9.5 有约束的 PWAS	354
9.6 总结	365
9.7 问题和练习	365
参考文献	366
第 10 章 基于 PWAS 的模态传感器高频振动 SHM——机电阻抗法	367
10.1 引言	367
10.2 基于 PWAS 的 1-D 模态传感器	370
10.3 基于 PWAS 的 2-D 圆形模态传感器	382
10.4 基于 PWAS 的模态传感器的损伤检测	390
10.5 基于 PWAS 的模态传感器耦合场 FEM 分析	407
10.6 总结	411
10.7 问题和练习	411
参考文献	412
第 11 章 基于 PWAS 的波调制	413
11.1 引言	413
11.2 基于 PWAS 的轴向波调制	413
11.3 基于 PWAS 的弯曲波调制	417
11.4 基于 1-D PWAS 的 Lamb 波调制	422

11.5	基于圆形 PWAS 的 Lamb 波调制	431
11.6	圆形 PWAS 调制分析中的 Hankel 变换	439
11.7	PWAS Lamb 波调制的实验验证	447
11.8	矩形 PWAS 的方向性	455
11.9	总结	461
11.10	问题和练习	461
	参考文献	463
第 12 章	基于 PWAS 的导波 SHM	464
12.1	引言	464
12.2	1-D 建模与实验	471
12.3	2-D PWAS 波传播实验	481
12.4	基于 PWAS 的嵌入式一发一收超声检测	486
12.5	基于 PWAS 的嵌入式脉冲回波超声检测	491
12.6	PWAS 时间反转方法	493
12.7	偏移技术	506
12.8	基于 PWAS 的被动声波传感器	506
12.9	总结	509
12.10	问题和练习	510
	参考文献	511
第 13 章	基于 PWAS 的在线相控阵方法	512
13.1	引言	512
13.2	传统超声 NDE 中的相控阵	513
13.3	1-D 线性 PWAS 相控阵	515
13.4	线性 PWAS 阵列的进一步实验	525
13.5	PWAS 相控阵波束成型的优化	538
13.6	PWAS 相控阵的通用公式	547
13.7	2-D 平面 PWAS 相控阵研究	555
13.8	2-D 嵌入式超声结构雷达	560
13.9	基于矩形 PWAS 阵列的损伤检测实验	566
13.10	基于傅里叶变换的相控阵分析	572
13.11	总结	583
13.12	问题和练习	583
	参考文献	584
第 14 章	基于 PWAS 的 SHM 信号处理与模式识别	585
14.1	引言	585
14.2	损伤识别理论及进展	585
14.3	从傅里叶变换到短时傅里叶变换	590
14.4	小波分析	596

14.5	神经网络	611
14.6	特征提取	618
14.7	基于 E/M 阻抗的 PWAS 损伤检测算法	620
14.8	总结	621
14.9	问题和练习	622
	参考文献	622
第 15 章	基于 PWAS 的多种 SHM 案例：实验信号中的损伤因子	623
15.1	引言	623
15.2	案例 1：基于 E/M 阻抗的圆板损伤检测	623
15.3	案例 2：老龄飞行器壁板中的损伤检测	642
15.4	总结	654
	参考文献	655
	注释表	656
	缩略词	666
	重要词汇	668
附录 A	数学预备知识	678
附录 B	弹性符号和公式	679
	彩图	680

第 1 章 绪 论

1.1 结构健康监测基础和概念

结构健康监测 (structural health monitoring, SHM) 是一个越来越受到关注并蕴含创新的领域。美国每年在维修装备上的花费超过 2000 亿美元, 维护和修理费用占美国商业飞机运营成本的四分之一。列在美国国家清单中的近 576 600 座桥梁中 1/3 因结构性缺陷而需要维修或因功能缺失需要重造, 与之相关的老化基础设施维护费用问题也很突出。

现存基础设施的老化使得维护和修理的费用越来越不容忽视, 结构健康监测运用视情维护 (condition-based maintenance, CBM) 替代计划维修来缓解上述问题, 一方面可以减少不必要的维修费用, 另一方面可以避免结构突发问题引起的临时检修。对于新结构, 在设计阶段就集成结构健康监测传感器及其系统, 可有效减少服役周期费用。更重要的是, 结构健康监测可以在减少维护费用的情况下保证结构的安全性和可靠性。

结构健康监测应用广泛, 该技术可以评估结构健康状态, 通过合理的数据处理与解释分析预估结构剩余寿命。在实际应用中, 很多航空航天军用和民用基础设施系统在超过设计寿命后仍能继续使用, 所以人们希望可以延长这些设施的使用寿命。结构健康监测是实现该目的的技术之一, 它可以找出老化结构问题所在, 而这正是工程界所关心的。结构健康监测可以让视情维护替代传统的计划维护。结构健康监测的另一种应用前景是与结构融为一体, 也就是将结构健康监测传感器和相关的传感系统嵌入新结构中, 从而改变设计模式, 大幅减少结构的重量、尺寸和费用。图 1-1 是通用结构健康监测系统的示意图。



图 1-1 通用结构健康监测系统示意图

结构健康监测的实现主要有两种方法: 被动监测和主动监测。被动监测关注的是各种运行参数测量并通过这些参数来评估结构健康状况。例如, 通过监测飞行器的飞行参数(空速、空气扰动、过载系数、重要部位应力等), 然后运用飞机设计算法推断已消耗的使用寿命和剩余寿命。被动监测方式的结构健康监测非常有用, 但它不能直接检查出结构是否破坏。主动结构健康监测可以直接发现现有与潜在的结构损伤, 从而评估结构的健康状况。

从这个方面来说, 主动 SHM 与无损评估 (non-destructive evaluation, NDE) 所用方法相似, 但主动 SHM 在 NDE 的基础上又前进了一步: 主动方法尝试发展可以永久安装于结构中的损伤监测传感器和可以提供按需结构健康检测的方法。近年来, 运用导波 NDE 来发现结构损伤的方法正引起人们的重视。导波 (如板中的 Lamb 波) 是一种在薄板结构中能进行长距离传播且振幅损失较小的弹性扰动, 因此在 Lamb 波无损检测 (non-destructive inspection, NDI) 中, 所需传感器数量会大大减少。运用导波相控阵技术, 在固定位置扫描大范围的结构区域也成为可能。然而, 将传统 NDE 技术转变成 SHM 技术存在一个明显的限制, 那就是传统的 NDE 传感器都存在尺寸大和费用高的问题。将传统无损检测传感器永久安装在结构中也不太适用, 尤其是在重量和费用严格限制的航空领域。最近发展起来的压电晶片主动传感器 (piezoelectric wafer active sensors, PWAS) 对于结构健康监测、损伤诊断和无损检测技术的优化具有良好的发展前景。PWAS 具有体积小、重量轻、价格便宜和便于加工成形等优点。PWAS 可以安装在结构的表面也可以安装在结构的内部, 甚至可以嵌入结构层与非结构层之间, 尽管这样有可能带来对结构强度和损伤容限的影响, 这些问题还在研究中。

基于 PWAS 的结构损伤诊断方法主要有以下几种: ①波的传播法; ②频率响应传递函数法; ③机电阻抗法 (electromechanical, E/M)。其他运用 PWAS 进行监测的方法还在研究和发展中, 但通过表面粘贴或者埋入 PWAS 实现 Lamb 波激励和传感的模型建立与特征分析的研究仍有很长道路要走。评估结构健康状态的损伤因子也不完全可靠。将 PWAS 集成在结构中实现 Lamb 波损伤诊断的方法还在研究中。研发结构健康监测系统还缺乏用以选择各种相关监测参数的数学理论基础, 如传感器的几何特征、维数、位置、材料、激励频率和带宽等。

不可否认, 结构健康监测领域涉及的内容很多, 存在不同类型的传感器、方法和数据压缩技术可以用于查询“结构有何感觉”, 并确定其状态“健康否”, 包括结构的完整性、可能存在的损伤和剩余寿命。本书目的不是提供此类百科全书式的叙述。本书主要以基于 PWAS 的结构健康监测的综合性方法为例, 引导读者一步一步了解如何运用 PWAS 来评估和诊断给定结构的健康状况。本书从易到难, 从简单到复杂, 从对实验室简单试件的建模和测试过渡到评估大型真实结构。本书可用为课堂教材, 也可用作相关领域感兴趣读者的自学书籍, 或者作为相关领域专家需要运用主动结构健康监测方法时的参考书。

1.2 结构的断裂与失效

1.2.1 线弹性断裂力学概述

裂纹尖端应力强度因子通常表示为

$$K(\sigma, a) = C\sigma\sqrt{\pi a} \quad (1-1)$$

式中, σ 为外加应力; a 为裂纹长度; C 是取决于试件几何尺寸和载荷分布的常数。应力强度因子和应力 σ 有关; 也和裂纹长度 a 有关, 随着裂纹扩展, 应力强度因子相应增加。裂纹快速扩展到不可控时, 会达到临界状态。和裂纹快速扩展有关的变量 K 称作临界应

力强度因子 K_c ，是反映材料抵抗脆性断裂能力的参数。也就是说，对于同一材料，裂纹的快速扩展总是开始于同一应力强度。对不同样品试件、不同的裂纹长度、不同的几何尺寸，裂纹快速扩展的情况是不一样的，但 K_c 不变。 K_c 是反映材料抵抗脆性断裂能力的参数，是材料的一种属性。发生断裂是因为当前应力强度超过 K_c ，即

$$K(\sigma, a) \geq K_c \quad (1-2)$$

K_c 为断裂预测提供了单参数断裂准则。虽然 $K(\sigma, a)$ 具体的计算和 K_c 的确定在某些时候比较困难，但是用 K_c 去预测脆性断裂是可行的。 K_c 的概念可以用于具有延展性的材料，比如高强度合金。在这种情况下， $K(\sigma, a)$ 的表达式 (1-1) 可以改进为描述裂纹尖端塑性区域 r_y 的应力强度表达：

$$K(\sigma, a) = C\sigma\sqrt{\pi(a+r_y)} \quad (1-3)$$

r_y 的最大值可以估计为

$$r_{y\sigma} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{K_c}{Y}} \quad (\text{平面应力状态}) \quad (1-4)$$

$$r_{y\sigma} = \frac{1}{6\pi} \sqrt{\frac{K_c}{Y}} \quad (\text{平面应变状态}) \quad (1-5)$$

式中， Y 是材料的屈服应力。研究材料的行为发现，平面应变状态的 K_c 是最小的，而平面应力状态的 K_c 是平面应变状态的 2~10 倍。这种影响与施加在材料上的约束程度有关。材料约束越多， K_c 越小。平面应变状态约束最多，平面应变状态下的 K_c 也叫作材料断裂韧性 K_{Ic} 。标准测试方法可以确定材料的断裂韧性。设计中使用时，断裂韧性准则比弹塑性断裂力学的方法要安全得多，比如：①裂纹尖端张开位移量方法 (crack tip opening displacement, CTOD)；②R 曲线法；③J 积分法。断裂韧性的方法比较保守，更安全，但更繁琐。设计者应该考虑以下两点：①脆性断裂可能的失效形式；②柔性屈服可能的失效形式。

1.2.2 裂纹扩展的断裂力学进展

线性断裂力学概念可用于分析特定结构，并且可以预测在特定载荷下裂纹自发扩展到失效时的裂纹长度大小。临界裂纹的大小可以由式 (1-3) 中定义的临界应力强度因子确定。循环载荷或其他损伤机理引起的疲劳裂纹在持续的循环载荷作用下会不断扩展，直到扩展到临界裂纹长度，此时裂纹快速扩展造成灾难性的失效。其中给定的裂纹损伤扩展到临界值所需要的时间是典型的结构健康寿命重要指标。为了测定结构的使用寿命，需掌握以下几点：①理解裂纹萌生机理；②定义临界裂纹长度，当超过临界裂纹长度时，结构将发生灾难性破坏；③理解裂纹从亚临界状态到临界裂纹长度的力学扩展原理。

大量循环载荷下裂纹扩展的实验表明：循环载荷越大，裂纹扩展得越快；循环载荷越小，裂纹扩展得越慢^[1]。裂纹扩展现象有明显的几个区间，如图 1-2 所示：①区间 I 被称为裂纹萌生区，在初始阶段，裂纹扩展缓慢；②区间 II 为稳定扩展区，裂纹扩展速率与循环次数的对数成正比，呈线性；③区间 III 为快速扩展区，当应力强度因子大于阈值强度因子 ΔK_{TH} 时，裂纹扩展快速直至破坏失效，呈现非线性。

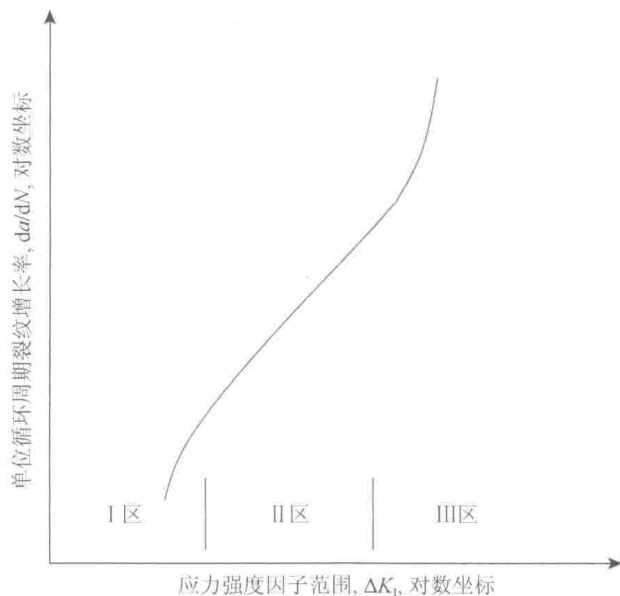


图 1-2 金属材料的疲劳裂纹扩展示意图

为了分析裂纹疲劳扩展，Paris 和 Erdogan^[2]定义疲劳裂纹扩展依赖于交变应力和裂纹长度：

$$\frac{da}{dN} = f(\Delta\sigma, a, C) \quad (1-6)$$

式中， $\Delta\sigma$ 为循环应力中最大值与最小值之间的差值； a 为裂纹长度； C 为依赖于载荷、材料性能和其他次要变量的常数。

考虑式 (1-1)，可以假定裂纹扩展速率依赖于循环应力强度因子 ΔK ，如

$$\frac{da}{dN} = g(\Delta K) \quad (1-7)$$

式中， ΔK 为应力强度因子的最大值与最小值之差。实验表明，对于不同的应力等级和裂纹长度，裂纹扩展速率与应力强度因子之间的关系服从同一准则^[1]。这个标志性的行为现象后来被称为 Paris 规则，它与图 1-2 中稳定扩展区 II 是一致的，疲劳裂纹扩展速率规则适用于大量工程材料。Paris 规则适用于常幅载荷。图 1-2 中第二区域的线性曲线是式 (1-7) 取对数后的曲线，可以写为

$$\frac{da}{dN} = C_{EP} (\Delta K)^n \quad (1-8)$$

式中， n 是 log-log 曲线的斜率； C_{EP} 是和材料性质、测试频率、均布载荷和一些次要变量有关的经验参数。如果 n 和 C_{EP} 已知，裂纹经 N 次循环后的扩展长度可以计算为

$$a(N) = a_0 + \int_1^N C_{EP} (\Delta K)^n dN \quad (1-9)$$

式中， a_0 是原始裂纹长度。

Paris 规则表示图 1-2 中第二区域的线性曲线，但是完整的裂纹扩展行为有独立的三种相态：①裂纹形成；②在 log-log 坐标下成稳定的线性裂纹扩展；③转变到不稳定的快速裂纹扩展及断裂状态。三种相态分别对应于图 1-2 中的区间 I、区间 II 和区间 III。研究

发现, 存在可以表征裂纹所在扩展区域的 ΔK 临界值, 但不同材料之间的应力强度因子临界值相差很大。

Paris 规则广泛应用于工程实践, 应用时要考虑以下因素: ①循环应力比对 ΔK 临界值的影响; ②常幅载荷和复杂载荷谱下的区别; ③载荷谱上最大应力的影响; ④过载带来的迟滞和加速的影响。

考虑应力比和临界值的影响, Paris 规则可修正为^[3]

$$\frac{da}{dN} = \frac{C_{HS}(\Delta K - \Delta K_{TH})^m}{(1-R)K_c - \Delta K} \quad (1-10)$$

式中, R 为应力比 $\sigma_{\max}/\sigma_{\min}$; K_c 为临界应力强度因子; ΔK_{TH} 是阈值应力强度因子幅; C_{HS} 、 m 为经验参数。

常幅载荷和复杂载荷谱下裂纹扩展的不同之处主要取决于最大应力值。如果所加的常幅载荷和复杂载荷谱下最大应力值相同, 裂纹扩展速率将会遵循同一规则。但是, 如果最大应力不同, 复杂载荷谱下的结果更依赖于所加循环载荷的顺序。值得注意的是, 复杂载荷谱下总体裂纹扩展速率比常幅载荷快^[4]。有研究者将过载引起的迟滞效应理解为疲劳损伤和裂纹的扩展与循环载荷历史的相互影响。最有可能的相互影响是裂纹的迟滞效应, 裂纹尖端循环载荷过载就会引起迟滞效应。迟滞效应定义为裂纹扩展速率的减缓, 由于载荷峰值逐渐减小, 裂纹扩展速率减缓。文献[4]解释迟滞效应: 过载使得裂纹尖端产生塑性区, 引起局部塑性变形。去除过载后, 塑性区转变为残余压应力区, 因此会阻碍裂纹扩展。另一方面, 裂纹加速也会出现在裂纹闭合过载后。在这种情况下, 过载屈服区域会产生残余拉伸应力, 会产生额外载荷, 进而引起裂纹扩展加速。

对于简单几何形状试件, 可以通过分析, 预测出其应力强度因子, 其预测可以通过大量实验、制作成图表以供设计时查阅。例如, 一个有中心裂纹的矩形试件, 在 I 型裂纹下的应力强度因子为

$$K_I = \beta\sigma\sqrt{\pi a} \quad (1-11)$$

式中, σ 是拉应力; a 是裂纹长度的一半; $\beta = K_I/K_0$, K_0 是有中心裂纹无限大板的理想应力强度因子; β 表示有限尺寸板的影响, 即板的边界距离裂纹不是无限远时弹性场的变化, 如图 1-3 所示。文献中可以查阅到大量不同几何尺寸试件的 β 值。

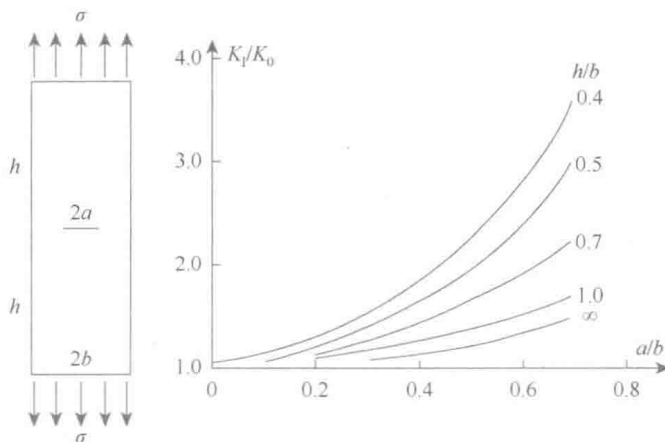


图 1-3 带有 $2a$ 长度的中心裂纹的长 $2h$ 、宽 $2b$ 的矩形板

1.3 飞机结构完整性大纲

美国空军在 20 世纪 70 年代提出飞机结构完整性大纲 (aircraft structural integrity program, ASIP) [5-8]。ASIP 的基本假设是所有在役飞机的结构 (机身) 都存在现有无损检测技术检测不到的内在损伤, 由于机身结构具有损伤容限, 因此飞机能够带着这些“初始缺陷”安全飞行。ASIP 同时假设这些初始缺陷会在正常飞行的服役循环和腐蚀作用下不断扩展直至达到能够被无损检测方法检测到的长度。

损伤容限理论的基本前提是飞机结构存在现有无损检测技术检测不到的内在损伤, 但仍能够继续安全的飞行。ASIP 制定了一套定期检测和维修活动, 目的是发现和修复那些已经增长到可以通过无损检测方法检出的损伤。一旦损伤被修复, 在下次检测和维修活动前, 飞机重新给定寿命。

ASIP 的持续应用避免了结构由于疲劳、应力腐蚀和腐蚀疲劳而产生失效的现象^[9]。现存的结构制造质量缺陷 (例如划痕、瑕疵、毛边、微裂纹等), 服役引起的损伤 (如腐蚀斑点), 还有维修引起的损伤都有可能成为裂纹扩张的开端。这些缺陷对飞机安全的影响取决于它们的初始尺寸、服役中的扩展速度、关键缺陷尺寸、结构的可检性和初始结构设计时的损伤容限能力等。

飞机的可靠性、疲劳和损伤容限^[9]需要保障结构可能存在的初始最大损伤在飞机服役过程中, 不会扩展至影响飞机安全的尺寸。同时也要尽可能减缓疲劳和腐蚀作用下在役飞行器结构裂纹的产生及结构特性的减退。

1.3.1 专业术语

以下专业术语从参考文献[6]中摘录。

①损伤: 缺陷、裂纹、空隙、分层等, 在生产制造或使用过程中出现在结构中的问题。在金属机身中, 损伤往往被考虑成尖角裂纹。

②损伤容限: 在规定的寿命增量内, 结构能成功遏制损伤而无损于飞行安全的能力。

③安全性: 在预计服役寿命下, 每架飞机的重要结构 (例如机身上对于飞行十分重要的结构) 可以维持特定强度水平 (在未知损伤出现的情况下) 的保障。

④耐久性: 在常规裂纹、腐蚀、磨损等影响下, 采用最少的结构维护、检测、停场时间、翻新、维修和替换主要结构的情况下, 保障飞机可以有效服役的能力。

⑤寿命管理: 维护每架飞机或者整个机群的安全性和耐久性所需要的行动。

⑥确定性分析方法/进展: 通过考虑所有离散量输入数据来预测寿命和损伤水平 (如裂纹长度) 的方法。对一组给定数据, 预测是单一值。

⑦概率分析方法/进展: 通过考虑一个或多个输入变量的统计特性来预测寿命的分布或损伤水平分布 (如裂纹尺寸分布) 的方法。对于一个给定的数据集, 结果表示为等于或超过某给定值的概率。

⑧可靠性 (结构的): 在承受载荷或者其他恶劣环境作用下, 结构仍能不失效、完成

既定任务的概率。

⑨风险（结构的）：当承受载荷或者其他恶劣环境作用下，结构会失效从而不能完成既定任务的概率。

⑩剩余强度（要求的）：结构可以承受损伤的出现而不危害飞机安全的最小载荷间隔数 P 。

1.3.2 损伤容限和断裂控制

经损伤容限设计的结构，可以减少由于未检出缺陷、裂纹及其他损伤的扩展对飞机所造成的损失。生产损伤容限结构，有两条设计准则必须满足：①可控的、安全的缺陷扩展，或者带裂纹下的安全寿命；②具备安全剩余强度。

结构重要组合部位必须同时满足上面两条准则才可以保证结构破坏控制的有效性。损伤容限设计和破坏控制包括以下方面：①运用抗断裂性能较好的材料和生产工艺；②设计检查流程；③运用损伤容限结构设计，如多路径加载设计或者裂纹闭锁装置（图 1-4）。

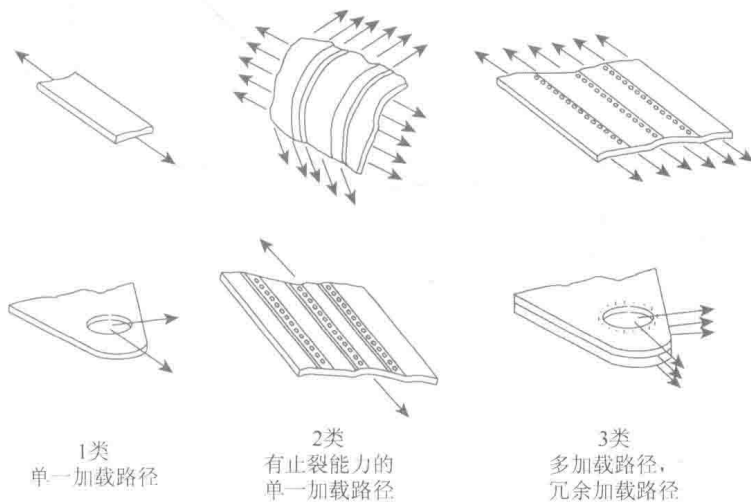


图 1-4 基于不同加载路径的结构类型

在断裂控制的应用中，基本假设就是无论多新的结构中都存在缺陷，而且这些缺陷可能不可检。因此，任何结构都必须在裂纹出现时具有安全寿命。此外，飞机的重要部件必须具备自动防故障功能。安全寿命概念是指飞机通过安全系数设计和全机疲劳试验所达到预期寿命。安全系数设计考虑了不确定性和分散性。失效-安全假设飞机关键部件绝不允许出现失效，因此备用的加载路径必须通过冗余部件提供。这些备用的加载路径必须保证可以承受载荷直到主要部件的损伤被发现和被维修。飞机结构联合服务规范指南^[10]规定在正常使用和服役过程中，在损伤被周期性计划检修检出之前，涉及飞行安全和指定关键机身结构部件在材料、制造和处理过程中出现缺陷或损伤时，仍应当具备足够的剩余强度。

飞行安全结构被分成两类：①缓慢的裂纹扩展；②失效-安全。单一的加载路径由于没有止裂特性，如图 1-4，应该被设计成缓慢裂纹扩展结构。那些设计有多种加载路径和