

超高周疲劳与断裂

程礼 焦胜博 李全通 陈皎 编著



国防工业出版社
National Defense Industry Press

超高周疲劳与断裂

Very High Cycle Fatigue and Fracture

程礼 焦胜博 李全通 陈皎 编著

国防工业出版社

·北京·

内 容 简 介

自 20 世纪 80 年代日本科学家发现中碳钢超高周疲劳行为以来,引起了世界各国学者高度重视。21 世纪,我国超高周疲劳研究快速发展,在不少方面走到了世界前列。但是,超高周疲劳的机理与规律远较低周和高周疲劳更为复杂和多样,至今还没有形成完整的理论体系,相关著作十分缺乏。本书在梳理总结国内外研究成果的基础上,系统介绍试验方法和特点,阐明科学概念和机理规律,展望学科未来的发展方向。

本书可供从事超高周疲劳研究的科研人员阅读,也可作为大专院校相关专业师生的参考书。

图书在版编目(CIP)数据

超高周疲劳与断裂/程礼等编著. —北京:国防工业出版社,2017.3

ISBN 978-7-118-11210-8

I. ①超… II. ①程… III. ①疲劳断裂—研究
IV. ①O346.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2017)第 035259 号

※

国防工业出版社 出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

三河市天利华印刷装订有限公司

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 11½ 字数 278 千字

2017 年 3 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—1500 册 定价 98.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)88540777

发行邮购:(010)88540776

发行传真:(010)88540755

发行业务:(010)88540717

前 言

材料的疲劳指的是材料在交变载荷作用下所发生的性能变化。有关材料疲劳断裂的研究已经有将近 200 年的历史了,其发展历程与机械装备的发展使用密切相关,研究主要集中在探寻疲劳裂纹萌生抗力和疲劳破坏抗力的工程设计方法,到 20 世纪 50 年代疲劳断裂理论的体系已经建成,成为现代机械装备设计的基础理论之一。

随着第二次世界大战后工业技术的飞速发展,飞机、高铁、汽车和化工机械等机械装备的运行速度和寿命要求都成倍增加。从 20 世纪 60 年代,机械装备就开始面临超高周疲劳 (Very High Cycle Fatigue) 的新问题。在最近 30 年里,超高周疲劳问题研究受到了世界各国学者和工程界的广泛重视,并且已经在试验测试技术、 $S-N$ 曲线特征、裂纹萌生机理、裂纹扩展机理和寿命预测模型及分布特征等方面取得了许多重要进展,成为疲劳理论研究的热点之一。

最新研究成果表明,从高周疲劳到超高周疲劳不仅有疲劳寿命上的量变,重要的是在裂纹萌生和早期扩展机理方面发生了质变。超高周疲劳研究理应成为疲劳理论的一个新的里程碑。但是这一点尚不够清晰,也没有得到学术界的共识,在许多文献中甚至并不区分高周疲劳和超高周疲劳。究其原因,主要是超高周疲劳研究并没有摆脱传统疲劳理论框架,出现理论方法上的跨越。回顾之前可以称之为疲劳理论里程碑的四项成果,无一不是实现了对某一疲劳问题从定性描述到定量表征的跨越。尽管超高周疲劳研究已经经历了 30 年不短的发展,至今仍不能说已经构建了比较完备的理论体系,更不要说用以指导工程实践了。因此,材料的超高周疲劳研究今后依然会是科学研究和应用研究的一个重要的热点研究方向,它涉及众多学科,诸如材料科学、力学、物理、化学、应用数学、机械工程等。随着对先进材料工程和高可靠性机械的重视程度日益增长,其研究的深度和广度都必将会加快拓展,最终实现理论方法的跨越。

从 1998 年开始,国际学术届每三年举办一次超高周疲劳专题会议,已经连续举办了六届。特别是 2014 年 10 月在成都召开了第六届国际超高周疲劳会议 (VHCF-6),不但标志着国际上对超高周疲劳研究领域的持续关注,而且标志着在该领域我国已经处于世界的前列。但是,已经出版的相关著作多限于某一方面。例如, Bathias Claude 教授等人的《Gigacycle Fatigue in Mechanical Practice》(2005) 重点介绍了超声疲劳试验技术及其研究成果,李守新教授等人的《高强度钢超高周疲劳性能——非金属夹杂物的影响》(2010) 则重点介绍了非金属夹杂对高强度钢的影响。目前,尚缺少一部比较系统介绍超高周疲劳与断裂理论的专著,进一步促进国内超高周疲劳科学研究和应用研究的开展。

美国在 2004 版“发动机结构完整性大纲”(ENSIP, MIL-HDBK-1783B w/CHANGE 2) 中提出了航空发动机零部件(超)高周疲劳寿命设计要求、技术措施和试验验证体系,将航空发动机所有零部件的高周疲劳寿命要求从 10^7 次循环提高到 10^9 次循环。尽管该大纲在表述上没有明确采用超高周疲劳的概念,但是却明确规定了超高周疲劳的要求。目前,有这样明确超高周疲劳设计要求的标准并不多见。作者长期从事航空发动机的结构完整性问题研究,在工作中经常遇到结构振动与疲劳问题,如压气机叶片、涡轮盘疲劳断裂等,因此及时注意到了大

纲的这个变化。在相关单位的帮助下,从2006年开始超高周疲劳研究,至今整整10年时间,在试验方法和钛合金特性等方面取得的研究成果得到了国内外学者的肯定,并且在航空发动机研制中得到了应用。在研究中得到了四川大学王清远、西南交通大学王弘和鲁连涛等教授的具体指导,得到了中航工业606所刘廷毅和王鸣、商用航空发动机公司方磊、胡寿丰和张成成等专家的实质帮助,在此对他们表示衷心感谢!

在2014年成都会议(VHCF-6)之后,受到国内同行的鼓励和国防工业出版社的邀请,开始着手撰写本书。撰写本书的目的是梳理国内外研究成果,系统介绍试验方法和特点、阐明科学概念和机理,展望学科未来的发展方向,为对超高周疲劳行为感兴趣的科研人员和研究生提供参考。原计划2015年底出版发行,但实际遇到的困难远超作者的预计,进度一拖再拖。一方面受制于作者的学术水平和研究积累,另一方面受制于超高周疲劳问题的复杂性和多样性。

本书内容分为四个部分,共八章,焦胜博、李全通、陈煊、陈卫、陈皎、鲁凯举和刘景元等参与了本书的撰写和出版工作。

第一部分,即第1章。这部分从现代机械装备面临的超长寿命疲劳新问题切入,阐述超高周疲劳的基本概念和特点,总结梳理超高周疲劳研究的发展与现状,介绍国内外主要的10支研究团队。

第二部分,即第2~4章。这部分系统地介绍了适用于超高周疲劳的各类试验方法及其特点。其中,第2章分别介绍旋转弯曲、电液伺服和电磁振动台等三种传统疲劳试验方法的基本原理及其在超高周疲劳领域的应用;第3章介绍超声疲劳试验方法的基本原理,并结合作者的实际工作经验,重点讨论了试件设计与优化问题;第4章分别介绍变应力比、三点弯曲、振动弯曲、扭转弯曲以及微动疲劳、高温疲劳等复杂应力和环境状态超声疲劳试验方法的基本原理。

第三部分,即第5~7章。这部分系统介绍了金属材料的超高周疲劳性能,以及疲劳裂纹萌生、早期扩展机制和分析方法。其中,第5章介绍高强度钢、铝合金、钛合金和镍基合金等四种典型金属材料超高周疲劳的性能及特点,对比分析了第二部分介绍的不同试验方法获得的结果;第6章主要通过观察断口特征定性研究裂纹萌生机制,重点是高强度钢内部夹杂裂纹源和双相钢、钛合金无夹杂裂纹源的萌生机制;第7章分别介绍基于不同理论基础构建的超高周疲劳裂纹扩展模型和寿命预测的理论模型,包括基于断裂力学的夹杂裂纹源的扩展分析,以及基于塑性应变的无夹杂裂纹的疲劳寿命预测等。

第四部分,即第8章。这部分针对目前超高周研究存在的问题,论述了超高周疲劳研究方法方面需要引入宏微观跨尺度的研究方法,在研究领域方面需要从金属材料拓展到复合材料,在研究问题方面需要更加贴近工程实际。

疲劳是一个存在大量经验性规律和矛盾观点的研究领域,处于发展中的超高周疲劳领域更是如此。本书在内容组织方面主要依据作者对国内外同行研究成果的学习借鉴,以及作者团队的研究经验和认识。因此,很难达到系统全面的目的,仅能起到抛砖引玉的作用,并解初学者的燃眉之急。

本书的出版得到了先进航空发动机协同创新中心和军队“2110”工程的资助。

程礼

西安·白鹿原

2016年6月11日

目 录

第1章 绪论	1
1.1 现代机械装备面临的超长寿命疲劳问题	1
1.1.1 疲劳理论的历史回顾	1
1.1.2 超长寿命疲劳新问题	2
1.1.3 超高周疲劳对装备设计的影响	6
1.2 疲劳问题分类	7
1.2.1 基于寿命的疲劳分类	8
1.2.2 基于尺度的疲劳分类	9
1.2.3 基于应用的疲劳分类	11
1.3 超高周疲劳研究的发展与现状	13
1.3.1 发展历程	13
1.3.2 国内外主要的研究团队	16
第2章 传统疲劳试验方法	22
2.1 旋转弯曲疲劳试验方法	22
2.1.1 旋转弯曲疲劳试验原理	22
2.1.2 多工位旋转弯曲疲劳试验系统	23
2.1.3 旋转弯曲疲劳试件设计与加工	24
2.2 电液伺服疲劳试验方法	25
2.2.1 电液伺服疲劳试验原理	25
2.2.2 谐振式高频疲劳试验系统	26
2.2.3 液压加载疲劳试件设计	28
2.3 电磁振动台疲劳试验方法	29
2.3.1 电磁振动台疲劳试验原理	29
2.3.2 电磁振动台疲劳试验系统	29
2.3.3 振动疲劳试件设计	31
第3章 超声疲劳试验方法	36
3.1 超声疲劳试验技术	36
3.1.1 超声疲劳试验原理	36
3.1.2 超声疲劳试验系统及其控制	37
3.1.3 试验中的测试技术	42

3.2	超声拉压试件设计	46
3.2.1	弹性体中的纵波和一维直杆试件分析	46
3.2.2	拉伸疲劳试件设计	48
3.2.3	实际使用试件参数分析	52
3.3	拉伸疲劳试件的参数优化	53
3.3.1	主要几何参数对设计特性指标的影响	53
3.3.2	试件的优化指标和优化设计	56
3.4	超声薄板试件设计	57
3.4.1	常规厚度板超高周疲劳试验	58
3.4.2	超薄板超高周疲劳试验	60
第4章	复杂应力环境状态的超声疲劳试验技术	62
4.1	变应力比超声疲劳试验方法	62
4.1.1	变应力比超声疲劳试验原理及系统设计	62
4.1.2	变应力比超声疲劳试件设计	64
4.2	三点弯曲超声疲劳试验方法	64
4.2.1	三点弯曲超声疲劳试验原理及系统设计	64
4.2.2	三点弯曲超声疲劳试件设计	65
4.3	振动弯曲超声疲劳试验方法	66
4.3.1	振动弯曲超声疲劳试验原理	66
4.3.2	振动弯曲超声疲劳试件设计	66
4.4	扭转超声疲劳试验方法	67
4.4.1	扭转超声疲劳试验原理及系统设计	67
4.4.2	扭转超声疲劳试件设计	69
4.5	微动疲劳超声试验方法	70
4.5.1	微动疲劳超声试验原理及系统设计	71
4.5.2	微动疲劳超声试验结果	71
4.6	高温环境试验方法	72
4.6.1	高温环境超声试验原理及系统设计	73
4.6.2	高温疲劳超声试验结果	73
第5章	S-N曲线和疲劳强度	74
5.1	材料的疲劳特性及其试验获取	74
5.1.1	材料疲劳特性的表征方法	74
5.1.2	S-N曲线的试验获取和数据处理	76
5.2	超高周疲劳的基本特征	78
5.2.1	S-N曲线的基本特征	78
5.2.2	平均应力对疲劳行为的影响	80
5.2.3	材料强度对超高周疲劳行为的影响	81

5.3	典型工程材料的 $S-N$ 曲线	82
5.3.1	高强度钢	82
5.3.2	铝合金	85
5.3.3	钛合金	89
5.3.4	镍基合金	91
5.4	试验方法对超高周疲劳性能的影响	94
5.4.1	轴向拉压加载频率的影响	94
5.4.2	轴向拉压与旋转弯曲加载方式对比	97
5.4.3	轴向拉压与振动弯曲加载方式对比	98
5.4.4	轴向拉压与扭转疲劳加载方式对比	99
第6章	断口形貌特征和裂纹萌生机制	102
6.1	疲劳断口的典型形貌	103
6.1.1	表面裂纹源	103
6.1.2	内部裂纹源	104
6.2	内部夹杂裂纹源的断口细节和萌生机制	106
6.2.1	钢中夹杂物及其影响	107
6.2.2	夹杂物附近的裂纹特征	108
6.2.3	微观裂纹萌生特征区域的形成机制	110
6.3	内部无夹杂裂纹源的断口细节和萌生机制	114
6.3.1	双相钢无夹杂裂纹源的断口细节	114
6.3.2	钛合金无夹杂裂纹源的断口细节	116
第7章	疲劳裂纹扩展分析与寿命预测	120
7.1	基于断裂力学的夹杂源裂纹扩展分析	120
7.1.1	断裂力学的重要概念	120
7.1.2	针对缺陷的村上模型及其应用	123
7.1.3	超高周疲劳寿命预测	125
7.2	基于塑性应变的疲劳寿命预测方法	127
7.2.1	基于寿命控制的疲劳唯象描述方法	128
7.2.2	超高周疲劳的寿命预测方法	129
7.2.3	纯铜在超高周疲劳范围的循环滑移累积	130
7.3	基于位错堆积和断裂能量的寿命预测模型	133
7.3.1	位错堆积模型	133
7.3.2	断裂能量模型	135
7.3.3	热耗散模型	138
第8章	展望	144
8.1	宏微观跨尺度超高周疲劳研究	144
8.1.1	目前研究方法的局限性	144
8.1.2	宏微观断裂力学方法	145

8.1.3	跨尺度研究的基本路径	149
8.2	复合材料的超高周疲劳研究	150
8.2.1	复合材料已成为重要的工程材料	150
8.2.2	复合材料超高周疲劳的研究现状及特点	150
8.2.3	复合材料超高周疲劳的主要研究内容	151
8.3	贴近工程应用的超高周疲劳研究	153
8.3.1	弹簧的超高周疲劳试验	153
8.3.2	焊接接头的超高周疲劳试验	155
8.3.3	复杂载荷条件下超高周疲劳寿命预测	158
参考文献		161

第 1 章 绪 论

1.1 现代机械装备面临的超长寿命疲劳问题

1.1.1 疲劳理论的历史回顾

金属材料的疲劳作为一门与现代工业密切相关的科学,已经有将近 200 年的历史。机械装备的发展进步和重大事故的调查分析是疲劳理论创立发展的根本驱动力。

由于金属材料疲劳断裂的发生往往没有预兆,且疲劳损伤通过目视又很难发现,所以在很长时间里都被认为是材料中发生了一种不可思议的神秘现象。从已有文献可知,关于金属材料疲劳的研究可以追溯到 19 世纪上半叶。1829 年,德国工程师 W. A. J. Albert 最早开始金属疲劳研究,他对铁制的矿山卷扬机焊接链条进行了反复加载的试验,以校验其可靠性。1839 年,法国巴黎大学的 J. V. Poncelet 教授提出了“金属疲劳”的概念,将疲劳(Fatigue)这个术语与金属材料的神秘失效现象联系在一起。

早期的疲劳研究大多与铁路有关,第一个有详尽文字记载的金属疲劳研究工作是在 1842 年法国凡尔赛附近发生的一次铁路事故之后开始进行的。1843 年,英国铁路工程师 W. J. M. Rankine 就对疲劳断裂的不同特征有了认识。1858 年,德国工程师 August Wöhler 对火车轮轴的疲劳破坏进行了系统的试验研究,内容包括全尺寸车轴的疲劳试验,以及各种小型机械构件的弯曲、扭转和轴向加载试验,载荷循环达到 10^6 次。他发现在循环载荷作用下钢制车轴的强度会大大低于其静载强度,并且获得了循环应力与破坏时所经历循环数之间关系,提出了应力-寿命曲线($S-N$ 曲线)和疲劳极限的概念,这被公认为金属材料疲劳理论创立的标志性事件。1874 年,德国工程师 H. Gerber 开始研究疲劳设计方法,提出了考虑平均应力影响的疲劳寿命计算方法,即 Gerber 抛物线。1899 年, J. Goodman 也讨论了类似的问题,得到了 Goodman 曲线。也许是更加简单明了的原因,Goodman 曲线远比 Gerber 抛物线有名。对于 20 世纪初之前的主要工业装备,如火车车轴、火车和船用蒸汽机等,蒸汽机的旋转速度只有 50r/min 左右,因此 Wohler 在 10^6 到 10^7 次循环范围内定义的疲劳极限是完全可以满足疲劳设计要求的。

通过 20 世纪 30 年代的研究, A. Palmgren (1924) 和 M. A. Miner (1945) 提出线性累计损伤理论,解决了实际载荷谱条件下的疲劳寿命计算问题,使疲劳理论更加贴近工程实际,这应该是金属材料疲劳理论发展的第二个里程碑。

1954 年, L. F. Coffin 和 S. S. Manson 通过研究热应力高幅载荷引起的疲劳问题,提出了塑性应变造成损伤的应变-寿命法,进一步完善了疲劳理论体系,解决了低周疲劳局部损伤的寿命评估问题,成为疲劳理论发展的第三个里程碑。

1960 年, P. J. E. Forsyth 和 D. A. Ryder 首次揭示了疲劳条带间距与裂纹扩展速率之间的关系。1963 年, P. C. Paris 和 F. Erdogan 发现了裂纹扩展速度与应力强度因子有关,即著名的

Paris 公式, 尽管当时他们的论文并未被疲劳领域的重要期刊所录用, 但不能否认这是金属材料疲劳理论发展的第四个里程碑。特别是 P. C. Paris 发现的应力强度因子的门槛值, 为疲劳裂纹扩展的研究提供了判据。

经过 100 多年的不断发展, 以 $S-N$ 曲线(应力-寿命曲线或应变-寿命曲线)、Goodman 曲线(等寿命曲线)、Miner 线性累计损伤理论和 Paris 公式等为核心的金属材料疲劳理论体系逐步趋于完善, 可以完整地解决不同载荷条件、不同损伤机理、不同发展阶段的疲劳问题。以 1953—1954 年间发生的 3 架英国“彗星号”客机坠毁等重大事故调查为标志, 不但疲劳成为现代机械装备设计的强制要求, 而且使“金属疲劳”一词上了头条新闻为大众所熟知。

在工程实践中, 由于循环载荷特征、外部环境、材料表面状况、温度以及试件个性行为导致疲劳试验结果的分散性很大, 需要大量试件才能获得可靠的材料疲劳寿命曲线。即使以 30Hz 频率开展疲劳试验, 完成一个试件 10^7 次循环的疲劳试验也需要近 4 天的时间。所以试验时间、研究经费等因素成为疲劳研究的重要限制条件。再加上当时的机械装备运行速度不高、使用寿命有限, 而且大量使用的钢铁材料在 10^7 次循环之后似乎存在一个疲劳极限。因此, 传统疲劳理论的研究范围通常仅限于 10^7 次循环以内, 认为应力-寿命曲线在 10^7 次循环之后近似为水平, 只要载荷的应力幅值低于疲劳极限, 那么设计出的机械零部件将具有无限寿命。

1.1.2 超长寿命疲劳新问题

随着第二次世界大战后工业技术的飞速发展, 对经济军事效益的追求驱动着现代机械的运行速度不断提高, 而激烈的市场竞争又要求机械装备的寿命和可靠性也不断提高。在几十年内, 飞机、列车和汽车等运输机械的运行速度都提高了数倍, 航空发动机、地面燃气轮机、鼓风机等旋转机械的叶尖线速度都超过了声速, 而这些机械装备的寿命要求却提高了一个数量级以上。目前, 飞机的总寿命超过了 30 年, 航空发动机的在役寿命达到了 50000h, 核反应堆泵甚至需要连续工作 60 年。这些机械装备的零部件或者工作频率(振动频率)非常高, 承受频率在千赫兹以上高频载荷, 或者连续工作时间非常长, 因此在寿命期内要求零部件能够承受超过亿次(即 10^8 次)以上应力循环而不破坏。例如, 汽车发动机的零件(10^8 次循环); 舰船的球轴承和柴油发动机、高速列车的轴或者车轮(10^9 次循环); 航空发动机、地面燃气轮机的叶片(10^{10} 次循环)。从 20 世纪 60 年代开始, 机械装备就面临了超长寿命疲劳(Super Long Life Fatigue, SLLF)的新问题。下面举两个航空发动机叶片超长寿命疲劳断裂的实例^[1]。

1. 铝合金叶片超长寿命疲劳断裂

D-30 涡轮风扇发动机一级和二级压气机 VD-17 铝合金静子叶片的疲劳断裂故障调查统计表明, 寿命在 15000h 以内的叶片疲劳裂纹萌生自表面的腐蚀坑, 而寿命超过 15000h 后裂纹萌生位置就发生了变化。在叶片裂纹萌生位置, 设计应力接近 20MPa, 振动频率平均在 2800Hz, 按该载荷影响叶片 60% 的寿命计算, 寿命在 15000h 以上的叶片承受的载荷循环不少于 $0.6 \times 15000 \times 2800 \times 3600 = 9.072 \times 10^{10}$, 显然属于超长寿命疲劳问题。图 1.1 所示为一级静子叶片工作 18297h 后发生疲劳破坏的断口形貌。

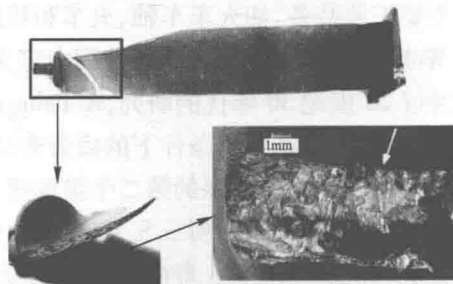


图 1.1 D-30 涡轮风扇发动机飞行 18297h 后压气机一级静子叶片的疲劳断口形貌(白色箭头所指为断口表面的裂纹源)

扫描电子显微镜(Scanning Electron Microscope, SEM)断口观察发现:寿命超过 15000h 叶片的裂纹由次表面萌生替代了密集点蚀表面萌生。共有四种类型的次表面裂纹萌生模式:(1)晶粒边界,如图 1.2 所示;(2)金属间化合物的夹杂物;(3)交叉滑移带;(4)准解理与河流地貌。

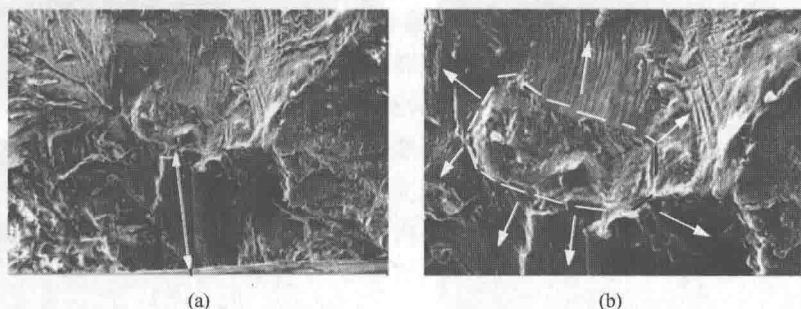


图 1.2 晶粒边界的疲劳裂纹萌生模式

(a) 整流叶片的主疲劳源,位于 200 μm 深度的次表面;(b) 虚线范围内为疲劳源,箭头所指为裂纹扩展方向。

2. 高温合金叶片超长寿命疲劳断裂

调查统计发现,M-601 涡轮喷气发动机 GS6K 高温合金涡轮叶片的疲劳断裂故障基本上都发生在 370~1670 飞行小时范围内。在叶片裂纹萌生位置,振动频率接近 4000Hz,断裂叶片承受的载荷循环为 $(370 \sim 1670) \times 400 \times 3600 = (0.53 \sim 2.4) \times 10^{10}$,显然也属于超长寿命疲劳问题。

扫描电子显微镜断口观察发现:所有裂纹均萌生于距离叶片表面不远的次表面,如图 1.3 所示。无论寿命长短,对于所有断裂叶片,第一平面(First Flat Facet, FFF)都是主要的裂纹萌生断口表面特征。

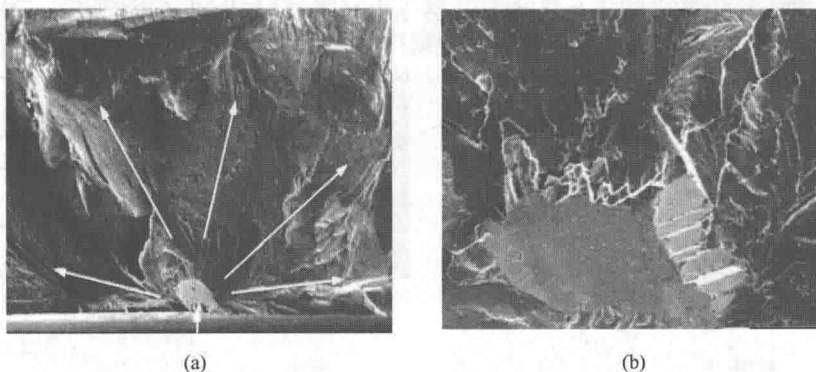


图 1.3 在 TRB 中显示的疲劳裂纹萌生区域

(a) 寿命 1493h 或飞行 1084h;(b) 寿命 370h 或飞行 264h。

图 1.4 对比了断裂叶片在 FFF 区域内的断口表面特征和在超长寿命范围具有次表面裂纹源的 EP741 NP 高温合金试件的断口表面特征,很明显两者在 FFF 区域上的特征是相同的。

科学的发展往往呈现螺旋式上升状态。在 100 多年后,金属材料的疲劳研究戏剧性地回到了理论的起点——应力-寿命曲线($S-N$ 曲线)。研究者虽然从德国转到了日本,但身份依然是工程师。

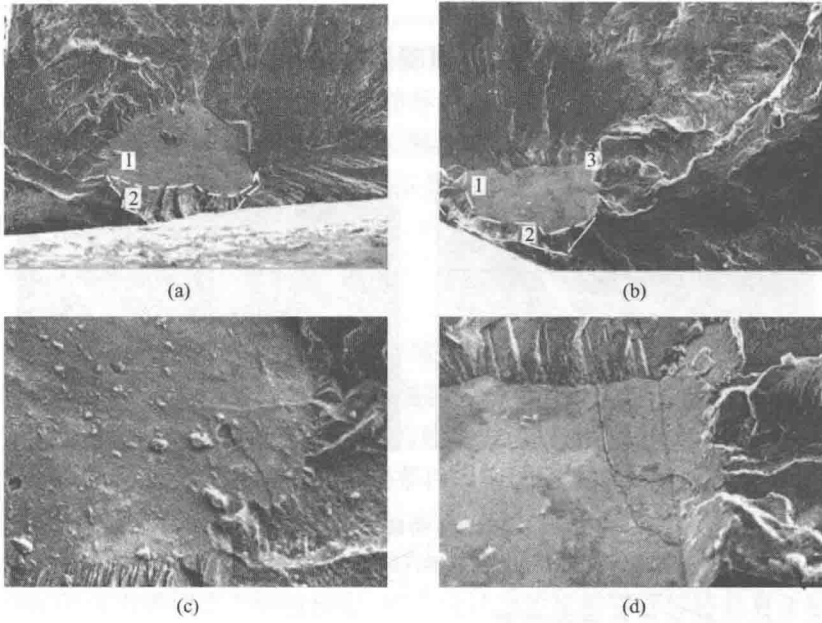


图 1.4 次表面 FFF 的显微图像

(a)(c) 寿命 1493h 或飞行 1084h 断裂叶片的断口; (b)(d) 960MPa, $R=0.05$, 9×10^{10} 次循环断裂的 EP741 NP 试件的断口; 其中数字 1、2、3 所指为断裂的晶界; (c)(d) 分别是(a)(b)的放大影像。

1983 年, 日本小松制作所 (Komatsu Ltd) 技术研究所的工程师内藤武志 (Naiti Takeshi) [2] 等人最先报道了采用频率为 50Hz 的旋转弯曲疲劳试验机得到的表面渗碳 SCM415 钢 (15CrMo) 的 $S-N$ 曲线呈“阶梯状”, 两个拐点分别对应 $N \leq 10^5$ 和 $N \geq 10^6$ 次循环两段, 不再存在疲劳极限, 如图 1.5 所示。绘制有两段对应的裂纹萌生和扩展区别的示意图, 如图 1.6 所示。

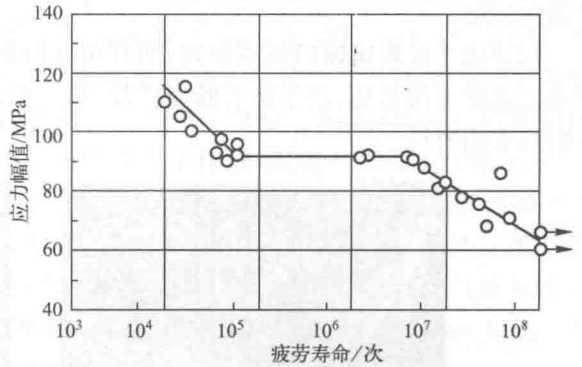


图 1.5 SCM415 钢旋转弯曲试验的 $S-N$ 曲线

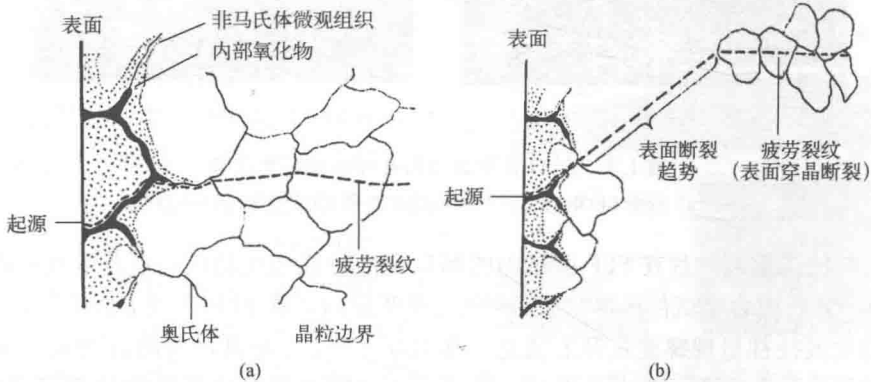


图 1.6 裂纹扩展示意图

(a) $N \leq 10^5$ 次循环; (b) $N \geq 10^6$ 次循环。

1984年,他们通过扫描电子显微镜观察渗碳钢试件断口,发现“短寿命”和“长寿命”试件在裂纹源附近的特征是完全不同的,表明两者的疲劳裂纹扩展起始阶段是不同的。没有表面结构异常的“长寿命”疲劳裂纹的金相特征可以分为四种类型:(1)马氏体穿晶断裂;(2)穿晶后晶内断裂;(3)穿晶后平滑区域;(4)萌生于次表面的内部氧化物或非马氏体微观结构,呈现为“鱼眼”(Fish Eye)形状的断裂特征,如图1.7所示^[3]。这是超长寿命疲劳断口“鱼眼”特征的最早报道,之后的许多文献都把“鱼眼”特征作为高强度钢超高周疲劳裂纹内部萌生的典型特征,且“鱼眼”中往往包含有作为裂纹源的非金属夹杂物。因此,“鱼眼”的微观特征形貌成为研究超长疲劳裂纹萌生和初始扩展的重要依据之一。

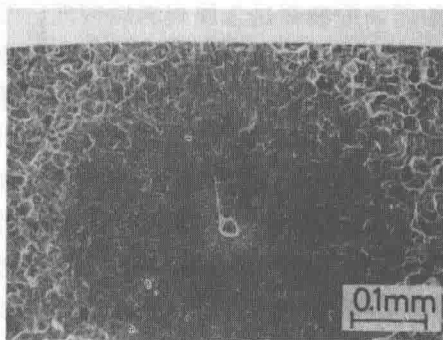


图1.7 次表面裂纹源鱼眼特征

1999年,日本学者村上敬宜(Murakami, Yukitaka)^[4]等人采用频率为30~100Hz的液压伺服疲劳试验机对高强度钢SCM435的超长寿命问题进行了深入研究,完成了相当可观的试验工作(以100Hz频率试验到 10^8 次循环就要花费116天),分别利用光学显微镜(Optical Microscope, OM)、扫描电子显微镜和原子力显微镜(Atom Force Microscope, AFM)对试件断口进行了详细观察,发表了一系列论文。他们的贡献主要有两个:一是发现疲劳裂纹源主要位于材料的非金属夹杂处,将其看成一个小裂纹,采用断裂力学理论构造了一个与疲劳裂纹源当量尺寸相关的疲劳门槛模型;二是通过详细研究疲劳裂纹源的“鱼眼”特征,发现在夹杂物的周围往往存在一个与一般疲劳(寿命 $\leq 10^5$ 次循环)裂纹扩展表面特征不同的“光学暗区”(Optical Dark Area, ODA),在扫描电子显微镜下观察该区的表面,要比一般的疲劳断裂表面粗糙,如图1.8所示。“光学暗区”(ODA)与裂纹源夹杂物的相对尺寸比随疲劳寿命的增加而增大,因此,认为“光学暗区”在超长寿命疲劳断裂中扮演了重要角色。

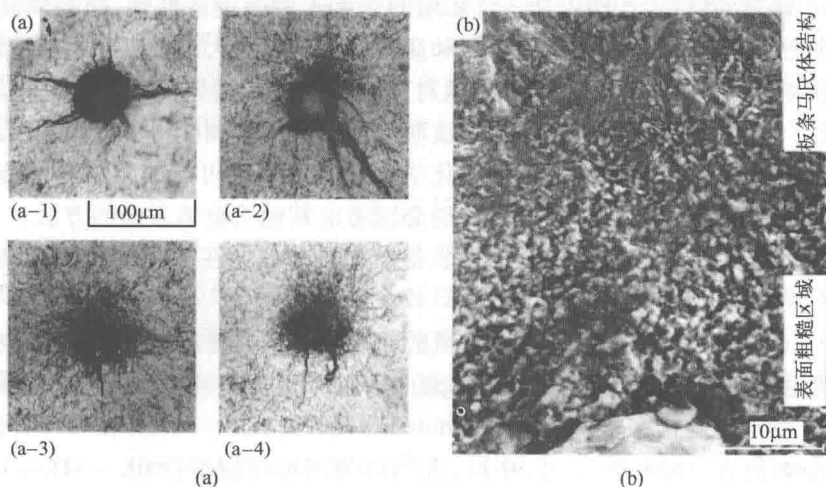


图1.8 裂纹源夹杂物周围的 ODA^[5]

(a) 在光学显微镜下观察(a-1) $\sigma=682\text{MPa}$, $N=5.40 \times 10^5$; (a-2) $\sigma=581\text{MPa}$, $N=1.31 \times 10^7$;
(a-3) $\sigma=601\text{MPa}$, $N=4.39 \times 10^6$; (a-4) $\sigma=560\text{MPa}$, $N=2.17 \times 10^8$; (b) 在扫描电子显微镜下观察。

如果认可从“应力-寿命法”到“应变-寿命法”的发展具有里程碑式的跨越,那么也可以认为超高周疲劳是金属材料疲劳理论发展的第五个里程碑^[7]。

在此之后的10多年里,超长寿命疲劳问题受到了世界各国学者的广泛关注,纷纷采用不同试验方法开展研究。2001年,法国学者 Bathias^[8]等人开发了频率为20KHz的超声疲劳试验机,高效研究了各种钢(低碳钢、4240钢、弹簧钢、轴承钢、17-4PH钢、铁轨钢和304不锈钢等),石墨球磨铸铁、镍基合金(718和N18)、钛合金(Ti-6Al-4V和6246Ti)、铝合金(Al-Si和2024)和镁合金(AZ91)等金属材料在室温和高温条件下从 10^6 到 10^{10} 次循环的疲劳问题,发现这些材料在 10^7 次循环之后都会发生疲劳断裂。在一些条件下,从 10^6 次到 10^9 次循环寿命,疲劳强度就会下降100MPa,甚至200MPa。因此,传统疲劳理论基于渐近线型S-N曲线得到的疲劳极限是不存在的,概念是不科学的。而且有别于传统疲劳裂纹表面萌生机理,还存在另一种疲劳裂纹萌生机理,即疲劳裂纹内部萌生机理。至此,金属材料疲劳理论拓展到了超长寿命疲劳范围——超高周疲劳(Very High Cycle Fatigue, VHCF),文献[9]第一次在论文标题中使用了这个词。金属材料的超高周疲劳是指经受 10^7 以上,甚至高达 10^{11} 次载荷循环而发生疲劳损伤断裂的现象,相对应的循环载荷低于传统的疲劳极限。在文献中,超高周疲劳也称为Ultra-High-Cycle Fatigue^[10], Ultra-Long-Life Fatigue^[11]或Gigacycle Fatigue^[12]等,也有不区分高周疲劳和超高周疲劳而统称为高周疲劳(Highcycle Fatigue)的,这主要是在美国。但是,也有学者认为Very-High-Cycle与Ultra-High-Cycle是有区别的,后者对应的循环次数更高,应该在 10^9 次循环以上。在无线电领域,High Frequency(HF)、Very High Frequency(VHF)、Ultra High Frequency(UHF)、Super High Frequency(SHF)的频率依次递增,分别翻译成高频、甚高频、特高频和超高频。因此,将Very-High-Cycle翻译成超高周, Ultra-High-Cycle就不太好翻译了。

1.1.3 超高周疲劳对装备设计的影响

金属材料不存在疲劳极限的事实,将对机械装备的疲劳设计体系产生重大影响。首先,对钢轨、桥梁和车辆等的设计,长期以来一直采用的是无限寿命设计准则,超高周疲劳现象使该准则的科学性受到怀疑。其次,与低周疲劳和高周疲劳中裂纹大多发生在材料的表面相比,超高周疲劳的裂纹倾向于在材料的内部萌生,这对其他一些设计方法,如破损-安全设计和损伤-容限设计提出了很高的要求,因为内部的裂纹萌生和扩展使监测变得十分困难。最后,对裂纹在表面萌生的情况,任何针对表面的物理或化学处理方法均有可能改善材料的疲劳性能。而对裂纹内部萌生在的情况,改善材料疲劳性能必须考虑其他冶金学方面的方法。

下面还是以航空发动机为例,说明现代装备设计要求如何在工程实践的推动下从传统疲劳到超高周疲劳的发展变化。

在20世纪60年代以前,美国航空发动机的研制普遍重视使用性能而轻视结构强度,造成装备在外场使用中和研制经费上蒙受了很大的损失。针对这一严重问题,20世纪60年代后期,美国提出了发动机结构完整性大纲(Engine Structural Integrity Program, ENSIP)用以指导航空发动机的结构设计。1984年11月30日,大纲以美国军用标准(MIL-STD-1783)形式颁发,1997年12月19日,改为指导性的军用手册(MIL-HDBK-1783)^[13]。其中明确了高周疲劳设计要求:发动机零部件必须能承受稳态应力和包括振动应力在内的高循环疲劳应力的共同作用,这些振动应力是在要求的设计使用寿命期间内、在持续的功率状态下产生的。大纲建议将高周疲劳寿命确定为:(1)钢零件 10^7 次循环;(2)有色金属合金零件 3×10^7 次循环。由于

高循环应力对于阻尼可变性、零件之间响应的差异、未知的激振源等因素的敏感性,因而建议振动或高循环应力应限制在材料最低许用值的40%以下。显然,这些要求都是基于传统疲劳理论提出的。

随着第三代战斗机配装的新一代涡轮风扇发动机投入使用,超高周疲劳问题逐渐暴露出来。美国空军从配装F15和F16两型战斗机的F100和F110两型发动机的使用经验中发现,钛合金叶片对振动应力非常敏感。振动应力造成风扇和压气机叶片的断裂可以导致发动机的二次打伤和灾难性的事故,而为了控制这一问题需要外场单位付出很大的额外努力。为此,由美国空军牵头,联合海军、NASA、陆军、联邦航空局、国防部、工业部门和大学,以及英国的一些单位参加,投资约1.34亿美元,于1994年启动了“高周疲劳科学与技术国家研究计划”(其中没有区分高周和超高周疲劳概念)。项目的研究成果表明:在 3×10^7 次循环之后疲劳强度还会持续下降,因此应将钛合金的疲劳寿命要求设定在 10^9 次循环。依据美国空军的使用经验和材料试验数据,最大振动应力峰-峰值处于70~105MPa范围可以满足高周疲劳寿命的要求。在“高周疲劳计划”开展了5年之后,1999年3月22日,经过修改的结构完整性大纲(MIL-HDBK-1783A)^[14]颁布,其中有41次提及高周疲劳(HCF),高周疲劳寿命要求修改为:(1)铁基和镍基超级合金零件 10^7 次循环;(2)钛合金零件 10^9 次循环;(3)其他材料零件 3×10^7 次循环。

在“高周疲劳计划”2001年的年度报告^[15]中,首次明确提出所有发动机零件的疲劳寿命都应达到至少 10^9 次循环,以及超高周疲劳的试验要求,并给出了相应的设备原理图。2002年2月15日,结构完整性大纲(MIL-HDBK-1783B)^[16]再次修订颁布,其中有57次提及高周疲劳(HCF)。这版大纲全面提出了超高周疲劳寿命要求,即所有发动机零件的疲劳寿命都应达到至少 10^9 次循环。大纲指出这个数据是基于大多数材料都不存在疲劳极限的事实。同时认为,振动应力幅度小于 10^9 次循环的疲劳强度的循环载荷对材料没有有害影响,在积累损伤评估时可以忽略。2004年9月22日,结构完整性大纲完成了2年内的第二次修订,手册(MIL-HDBK-1783BW/CHANGE2)^[17]颁布,其中有81次提及高周疲劳(HCF)。虽然结构完整性大纲提出了 10^9 次循环的寿命设计要求,但是缺少验证材料经历 10^9 次循环寿命的试验手段。只是推荐了一种 10^9 次循环疲劳极限的估算方法——随机疲劳极限模型(Random Fatigue Limit Model),但是该方法并非直接通过试验获得超高周疲劳性能,而是采用五参数威布尔模型从传统疲劳数据预测 10^9 次循环疲劳强度。

1.2 疲劳问题分类

疲劳断裂的最基本特征,是材料在低于静强度极限 σ_s 甚至低于屈服强度 σ_s (或 $\sigma_{0.2}$)的交变应力(或对应的应变)载荷作用下,发生脆性断裂,造成灾难性的损失。

实际金属材料内部不可避免地存在着各种微缺陷,如夹杂、二相颗粒、位错、滑移带、松孔、微裂纹等,疲劳断裂的机理是材料内部微缺陷处的应力集中效应。在交变载荷作用下,首先在微缺陷位置处成核,并逐渐长大形成微观裂纹,进一步扩展成宏观裂纹,直至失稳断裂。因此,疲劳断裂过程一般分为四个阶段:裂纹成核阶段、短裂纹扩展阶段、长裂纹扩展阶段和瞬时断裂阶段。

疲劳问题可以从不同的角度进行分类,如按施加载荷方式的不同,可以分为拉压疲劳、弯曲疲劳、扭转疲劳等;按载荷特征的不同,可以分为等幅载荷疲劳和变幅载荷疲劳,以及各种组

合载荷疲劳等;按工作温度的不同,可以分为常温疲劳、高温疲劳和低温疲劳;按环境介质的不同可以分为常规环境疲劳和腐蚀环境疲劳;还有微动疲劳等。

1.2.1 基于寿命的疲劳分类

最常用的疲劳分类方法是按照零件从受交变载荷开始,直至疲劳破坏所经历的循环周次来进行分类。按照这种方法可以把疲劳分为三大类型,即低周疲劳、高周疲劳和超高周疲劳。

1. 低周疲劳(Low Cycle Fatigue, LCF)

破坏循环周次低于 $10^4 \sim 10^5$ 的疲劳现象,是一种短寿命的疲劳。发生低周疲劳时,材料在较大的交变应变或应力(局部最大应力往往超过材料的屈服极限)作用下,一般会形成多个表面裂纹源,在断裂过程中会产生较大的塑性变形。材料的低周疲劳性能主要取决于材料的塑性,通常用循环“应力-应变”($\sigma - \varepsilon$)曲线和“应变-寿命”($\varepsilon - N$)曲线来表征。所以低周疲劳又称为应变疲劳或塑性疲劳。

2. 高周疲劳(High Cycle Fatigue, HCF)

破坏循环周次在 $10^5 \sim 10^7$ 范围内的疲劳现象,是一种长寿命的疲劳。按照传统疲劳理论,在循环周次高于 10^7 以后材料将不会发生疲劳破坏,具有无限寿命,相对应的应力称为疲劳极限。发生高周疲劳时,材料在较低交变应力(最大应力一般低于材料的屈服强度)作用下,首先在材料表面形成一个驻留滑移带;然后发展成与主应力方向约成 45° 角的表面裂纹,在穿过数个晶粒之后,逐步转向在垂直于主应力方向形成主裂纹,直到断裂破坏。高周疲劳一般只有一个表面裂纹源。材料的高周疲劳性能主要取决于材料的强度,通常用“应力-寿命”曲线和疲劳极限来表征,所以高周疲劳也称为应力疲劳或弹性疲劳。

3. 超高周疲劳(Very High Cycle Fatigue, VHCF)

破坏循环周次在 $10^7 \sim 10^{12}$ 范围内的疲劳现象,是一种超长寿命的疲劳。随着承受的交变应力降低到材料的疲劳极限之下,疲劳裂纹萌生从表面缺陷(Surface Fatigue Crack Origin, SF-CO)转为次表面缺陷(Subsurface Defect Fatigue Crack Origin, SDFCO),如夹杂、微孔或者微观结构不均匀等。近年来,已有疲劳裂纹起始于无缺陷次表面的报道,称为无缺陷次表面疲劳裂纹源(Subsurface Non-Defect Fatigue Crack Origin, SNDFCO)^[18]。材料的超高周疲劳机理远比高周疲劳复杂,因材料各异,通常也可用“应力-寿命”曲线来表征。

下面以Ti-6Al-4V钛合金在20KHz超声恒幅疲劳试验结果(图1.9)为例,来说明高周疲劳与超高周疲劳的区别^[19]。图1.9中具有多段斜率的S-N曲线可以分为四个区域:区域I是传统的高周疲劳区域,其间承受的应力幅值持续下降直到645MPa,最大疲劳循环次数达到 2×10^6 ;区域II是一段近似水平的S-N曲线,对应传统的疲劳极限,直到 4×10^7 ;区域III就是超高周疲劳区域,其间承受的应力幅值持续下降了200MPa直到第二个平台;区域IV的应力幅值为445MPa。相对于区域III的S-N曲线,区域IV内相同应力幅值对应的疲劳循环次数的分散度增加了,其间的应力幅值居于410~445MPa,疲劳循环

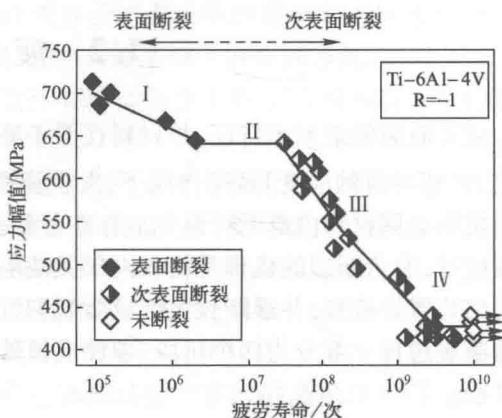


图 1.9 Ti-6Al-4V 钛合金的多斜率 S-N 曲线^[19]