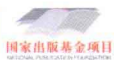


“十二五”国家重点出版规划
精品项目



先进航空材料与技术丛书

航空材料的力学行为

Mechanical Behavior
of Aeronautical Materials

黄新跃 胡本润 陈新文 郭广平 著



国防工业出版社
National Defense Industry Press



“十二五”国家重点出版规划
精品项目

先进航空材料与技术丛书

航空材料的力学行为

黄新跃 胡本润 陈新文 郭广平 著



国防工业出版社

· 北京 ·

内 容 简 介

本书围绕航空工业发展对材料的需求,重点介绍了近二十年来北京航空材料研究院在力学性能测试技术与表征方面取得的一些进展与成果。

全书共有 11 章,涉及航空结构材料的高温力学性能测试技术;各向同性高温结构材料的力学行为;各向异性镍基高温合金的力学行为;结构钢在拉扭复合载荷下的疲劳裂纹扩展行为;小裂纹测试及疲劳全寿命预测;腐蚀环境下力学性能测试技术;谱载条件下疲劳裂纹扩展行为和损伤容限性能表征技术;聚合物基复合材料力学行为;航空有机玻璃的力学性能研究;疲劳裂纹起始的数值模型等内容。

本书可供从事力学性能测试、模拟、航空飞行器设计、生产人员和研发人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

航空材料的力学行为 / 黄新跃等著. —北京:
国防工业出版社, 2012. 5

(先进航空材料与技术丛书)

ISBN 978 - 7 - 118 - 07909 - 8

I. ①航... II: ①黄... III. ①航空材料—材料力学
IV. ①V250. 1

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2012)第 018509 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)

北京嘉恒彩色印刷有限责任公司

新华书店经售

*

开本 710×960 1/16 印张 25 字数 498 千字

2012 年 5 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—3000 册 定价 68.00 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

《先进航空材料与技术丛书》 编 委 会

主 任 戴圣龙

副主任 王亚军 益小苏

顾 问 颜鸣皋 曹春晓 赵振业

委 员 (按姓氏笔画为序)

丁鹤雁 王志刚 王惠良 王景鹤

刘 嘉 刘大博 阮中慈 苏 彬

李 莉 李宏运 连建民 吴学仁

张庆玲 张国庆 陆 峰 陈大明

陈祥宝 周利珊 赵希宏 贾泮江

郭 灵 唐 斌 唐定中 陶春虎

黄 旭 黄 敏 韩雅芳 蹇西昌

廖子龙 熊华平 颜 悦

序

一部人类文明史从某种意义上说就是一部使用和发展材料的历史。材料技术与信息技术、生物技术、能源技术一起被公认为是当今社会及今后相当长时间内总揽人类发展全局的技术,也是一个国家科技发展和经济建设最重要的物质基础。

航空工业领域从来就是先进材料技术展现风采、争奇斗艳的大舞台,自美国莱特兄弟的第一架飞机问世后的 100 多年以来,材料与飞机一直在相互推动不断发展,各种新材料的出现和热加工工艺、测试技术的进步,促进了新型飞机设计方案的实现,同时飞机的每一代结构重量系数的降低和寿命的延长,发动机推重比量级的每一次提高,无不强烈地依赖于材料科学技术的进步。“一代材料,一代飞机”就是对材料技术在航空工业发展中所起的先导性和基础性作用的真实写照。

回顾中国航空工业建立 60 周年的历程,我国航空材料经历了从无到有、从小到大的发展过程,也经历了从跟踪仿制、改进改型到自主创新研制的不同发展阶段。新世纪以来,航空材料科技工作者围绕国防,特别是航空先进装备的需求,通过国家各类基金和项目,开展了大量的先进航空材料应用基础和工程化研究,取得了许多关键性技术的突破和可喜的研究成果,《先进航空材料与技术丛书》就是这些创新

性成果的系统展示和总结。

本套丛书的编写是由北京航空材料研究院组织完成的。19 个分册从先进航空材料设计与制造、加工成形工艺技术以及材料检测与评价技术三方面入手,使各分册相辅相成,从不同侧面丰富了这套丛书的整体,是一套较为全面系统的大型系列工程技术专著。丛书凝聚了北京航空材料研究院几代专家和科技人员的辛勤劳动和智慧,也是我国航空材料科技进步的结晶。

当前,我国航空工业正处于历史上难得的发展机遇期。应该看到,和国际航空材料先进水平相比,我们尚存在一定的差距。为此,国家提出“探索一代,预研一代,研制一代,生产一代”的划代发展思想,航空材料科学技术作为这四个“一代”发展的技术引领者和技术推动者,应该更加强化创新,超前部署,厚积薄发。衷心希望此套丛书的出版能成为我国航空材料技术进步的助推器。可以相信,随着国民经济的进一步发展,我国航空材料科学技术一定会迎来一个蓬勃发展的春天。

A handwritten signature in black ink, appearing to read '李锐' (Li Rui), written in a cursive style.

2011 年 3 月

前 言

材料的力学性能表征了材料抵抗载荷及变形的能力,材料与力学相关的各种基本性能和使用性能参数,是航空结构设计、工程应用、强度计算、寿命预测及结构完整性评定的基本依据,是连接材料研制、结构与工程应用的桥梁。这里的力学性能参数,主要指通过各种试验,如拉伸、压缩、扭转等静力试验,疲劳试验,高/低温试验,环境试验等,所获得的与强度有关的参数。对于航空结构材料,其关键技术指标不仅是达到通用的基本力学性能,而且要达到某种特定的使用性能。随着航空结构设计思想的发展,材料在使用载荷和环境的作用下的力学性能,如疲劳裂纹扩展与断裂性能、腐蚀环境性能等,已经成为航空结构设计、选材、定寿延寿和使用维修评估的基础数据,也是新材料、新工艺评价与应用的重要依据。在现代先进飞机和航空发动机的设计研制中,需要对各种不同材料的力学行为进行深入、全面研究,选择合适的表征参数,发展准确可行的测试方法,以获得不同条件的材料与典型件的力学性能参数与曲线,这些工作特别为设计者所关注和重视,是现代飞机及航空发动机的设计、选材和研制的重要基础工作。

北京航空材料研究院的航空材料检测研究中心力学性能研究室,其科研团队、测试设备、性能表征与测试技术的综合实力在国内处于领先水平,不仅为材料研制提供力学性能测试技术的大力支持,还根据飞机、航空发动机等设计单位提出的需求,根据航空结构材料的特点,对先进铝合金、钛合金、超高强度钢、不锈钢、高温合金、粉末冶金材料等主要金属材料,以及复合材料、有机玻璃等非金属材料的力学行为进行了深入研究。参加本书编写的人员是来自航空材料检测研究中心力学性能研究室的科研人员,多年从事飞机、航空发动机结构金属与非金属材料的力学行为研究。本书汇集了他们近二十年来的研究成果,如针对航空发动机的使用要求,开展的多种高温测试技术研究、各向同性和各向异性高温材料的低周疲劳、疲劳—蠕变、热机械疲劳性能研究;针对飞机损伤容限设计需求,发展的疲劳小裂纹、谱载条件下测试与表征技术,腐蚀环境下的耐久性损伤容限测试技术等,以及近年来在材料的微观疲劳裂纹起始行为和计

算机寿命预测模型方面的研究工作。本书对上述内容按章节分别进行了阐述。

全书共分11章,第1章由黄新跃、郭广平撰写,第2章由黄新跃、钟斌、王亮撰写,第3章由李影、钟斌、于慧臣撰写,第4章由李影、于慧臣撰写,第5章由于慧臣撰写,第6章由陈勃撰写,第7章由胡本润撰写,第8章由马少俊、张丽娜撰写,第9章由陈新文撰写,第10章由马丽婷撰写,第11章由黄新跃撰写,全书由黄新跃负责统稿,郭广平、黄新跃负责全书的审定。

北京航空材料研究院力学性能表征与测试技术的发展离不开各航空设计所、主机厂及高等院校等单位从事研发、生产的同行的鼎力协助,愿借此书出版之际,向给予我们支持的各单位同行致以诚挚的谢意。

由于编写者水平有限,如有错误或疏漏之处,衷心期望读者不吝指正。

作者

2011年11月20日

目 录

第 1 章 概论	1
1.1 航空结构设计思想的演变及其对材料力学性能的要求	1
1.2 航空材料力学行为的表征与测试技术简介	3
1.3 国内外相关技术进展	7
1.3.1 国外在航空材料力学性能研究及表征和测试技术的 最新进展	7
1.3.2 北京航空材料研究院材料力学性能研究的进展	8
1.3.3 未来我国航空材料力学性能研究和表征与测试工作 的设想	9
参考文献	10
第 2 章 高温结构材料的力学性能测试技术	11
2.1 高温直流电位法裂纹长度测量技术	11
2.1.1 高温电位法的应用背景	11
2.1.2 电位法的原理和方法	12
2.1.3 直流电位法应用实例	14
2.2 热机械疲劳性能测试技术	16
2.2.1 试验方法及原理	16
2.2.2 试样	19
2.2.3 试验设备	24
2.2.4 试验过程	26
2.2.5 试验的终止和中断处理	29
2.2.6 数据的获得与处理	30
2.2.7 热机械疲劳曲线方程	31
2.3 金属材料高温原位疲劳测试技术	33
2.3.1 应用背景	33
2.3.2 试验原理和方法	34

2.3.3	应用实例	35
2.4	粉末高温合金剩余疲劳寿命试验方法	38
2.4.1	试验方法及原理	39
2.4.2	试验步骤与过程	40
2.4.3	试验设备	41
2.5	金属板材热疲劳测试技术	41
2.5.1	应用背景	41
2.5.2	原理和方法	42
2.5.3	应用实例	44
	参考文献	45
第3章	各向同性高温结构材料的力学行为	47
3.1	概述	47
3.2	粉末镍基高温合金的常规力学行为	47
3.2.1	粉末镍基高温合金的周期持久行为	48
3.2.2	粉末镍基高温合金的疲劳裂纹扩展行为	58
3.2.3	粉末镍基高温合金的低周疲劳行为	65
3.2.4	粉末镍基高温合金的热机械疲劳行为	73
3.3	轮盘材料的统一本构模型	83
3.3.1	ZSGH4169 合金的 Chaboche 型黏塑性统一本构模型	83
3.3.2	FGH95 合金的 Chaboche 型黏塑性统一本构模型	96
3.3.3	FGH95 合金的 Bodner - Partom 型黏塑性统一本构模型	98
3.4	金属间化合物合金的力学行为	103
3.4.1	合金层片组织方向对拉伸性能的影响	103
3.4.2	低周疲劳寿命分析	107
	参考文献	115
第4章	各向异性镍基高温合金的力学行为	117
4.1	概述	117
4.2	温度与取向对拉伸性能的影响	117
4.2.1	单晶合金弹性行为	117
4.2.2	晶体取向及温度对合金的屈服强度和抗拉强度的影响	120
4.3	持久/蠕变行为	123
4.3.1	单晶合金的蠕变强度	123

4.3.2	单晶合金的蠕变断裂机制	123
4.4	低周疲劳行为	129
4.4.1	单晶合金的循环硬化行为	130
4.4.2	单晶合金的循环拉压不对称性	133
4.4.3	单晶合金的低周疲劳寿命	137
4.4.4	单晶合金的低周疲劳断裂机制	143
4.5	各向异性合金的本构模型	148
	参考文献	153
第5章	结构钢在拉扭复合载荷下的疲劳裂纹扩展行为	154
5.1	概述	154
5.2	试验材料与试验方法	155
5.2.1	试验材料	155
5.2.2	试样	156
5.2.3	疲劳试验方法	158
5.2.4	J 积分的计算方法	160
5.3	循环扭转载荷下近门槛值的疲劳裂纹扩展行为	161
5.3.1	循环扭转载荷下的裂纹扩展门槛值	161
5.3.2	近门槛值附近的疲劳裂纹扩展行为	162
5.3.3	疲劳裂纹尖端的屏蔽效应	166
5.3.4	材料扭转疲劳强度的评价	167
5.4	拉扭复合载荷下近门槛值的疲劳裂纹扩展行为	168
5.4.1	裂纹扩展开始门槛值	168
5.4.2	拉扭复合载荷下近门槛值的疲劳裂纹扩展行为	169
5.4.3	疲劳断口观察	170
5.4.4	裂纹扩展开始门槛值模型分析	172
5.5	拉扭复合载荷下的弹塑性疲劳裂纹扩展行为	173
5.5.1	疲劳裂纹的扩展行为	173
5.5.2	疲劳裂纹的扩展机制	176
5.6	小结	180
	参考文献	181
第6章	小裂纹测试及疲劳全寿命预测	183
6.1	概述	183

6.2	小裂纹研究项目简介	184
6.2.1	国际合作项目	185
6.2.2	国内研究项目	187
6.3	小裂纹扩展速率测试	191
6.3.1	小裂纹扩展速率测试标准	191
6.3.2	国内外标准对比	192
6.3.3	小裂纹测试与表征的主要技术问题	194
6.3.4	$da/dN - \Delta K_{\text{eff}}$ 基线及 $(\Delta K_{\text{eff}})_{\text{th}}$ 测试技术	200
6.3.5	腐蚀环境下蚀坑小裂纹监测技术	201
6.4	基于小裂纹扩展的航空材料疲劳全寿命预测	202
6.4.1	理论依据	202
6.4.2	基于小裂纹扩展的航空材料疲劳全寿命预测方法	203
6.4.3	初始裂纹尺寸 a_i 和 c_i	203
6.4.4	材料的 $da/dN - \Delta K_{\text{eff}}$ 曲线和 $(\Delta K_{\text{eff}})_{\text{th}}$ 值	206
6.4.5	三维裂纹的断裂力学分析	208
6.5	疲劳全寿命预测技术的验证与应用	209
6.5.1	航空金属材料的验证	209
6.5.2	含点蚀铝合金的疲劳全寿命预测	213
6.5.3	焊接钛合金的疲劳全寿命预测	220
6.5.4	喷丸强化铝合金材料的全寿命预测	223
6.6	小结	227
	参考文献	227
第7章	腐蚀环境下力学性能测试技术	230
7.1	概述	230
7.2	腐蚀环境下高周疲劳测试技术	232
7.3	腐蚀环境下低周疲劳测试技术	237
7.3.1	适用于腐蚀环境的应变规设计	237
7.3.2	腐蚀环境低周疲劳试样的设计	241
7.4	腐蚀环境下裂纹扩展自动测试技术	243
7.4.1	腐蚀环境装置	244
7.4.2	柔度法测量腐蚀环境下的疲劳裂纹长度	244

7.4.3	柔度法与目测法测量结果的比较	245
7.5	腐蚀环境下典型结构模拟件疲劳试验	246
7.5.1	典型结构模拟件的腐蚀疲劳试验	246
7.5.2	多位置损伤典型模拟件的疲劳裂纹扩展试验	248
	参考文献	251
第8章	谱载条件下疲劳裂纹扩展行为和损伤容限性能表征技术	252
8.1	概述	252
8.2	疲劳裂纹扩展研究进展	253
8.2.1	恒幅疲劳裂纹扩展公式	253
8.2.2	典型的过载疲劳裂纹扩展模型	255
8.3	疲劳裂纹扩展参数的获取	261
8.3.1	谱载疲劳裂纹扩展试验方法	261
8.3.2	工程法获取疲劳裂纹扩展参数	263
8.3.3	最佳拟合法获取疲劳裂纹扩展参数	270
8.4	谱载下疲劳裂纹扩展模型	272
8.4.1	谱载寿命预测程序	272
8.4.2	谱载疲劳裂纹扩展模型参数的获取	273
	参考文献	278
第9章	聚合物基复合材料力学行为	280
9.1	复合材料的定义及分类	280
9.2	聚合物基复合材料的力学性能特征	281
9.2.1	高比强度和高比模量	281
9.2.2	非均质性和各向异性	282
9.2.3	损伤、断裂和疲劳行为	282
9.2.4	性能数据的分散性	283
9.3	聚合物基复合材料力学性能国内外标准试验方法对比	283
9.3.1	国外复合材料力学性能测试标准的现状	283
9.3.2	国内复合材料力学性能测试标准的现状	283
9.3.3	国内外标准的对比分析	284
9.4	聚合物基复合材料环境老化行为	299
9.4.1	碳纤维增强聚合物基复合材料的吸湿特性	299
9.4.2	碳纤维增强聚合物基复合材料的热老化行为	309

9.4.3	聚合物基复合材料的老化机理	316
	参考文献	329
第 10 章	航空有机玻璃的力学性能研究	332
10.1	航空有机玻璃的力学性能特征	332
10.2	航空有机玻璃的环境老化性能研究	333
10.2.1	航空有机玻璃环境老化后宏观性能的研究	333
10.2.2	航空有机玻璃环境老化后微观性能的研究	337
10.3	航空有机玻璃的疲劳性能研究	341
10.3.1	航空有机玻璃的拉伸疲劳性能研究	341
10.3.2	航空有机玻璃疲劳裂纹扩展性能研究	354
	参考文献	359
第 11 章	疲劳裂纹起始的数值模拟模型	361
11.1	研究背景	361
11.2	国际上近年来数值模拟的研究进展	365
11.2.1	裂纹萌生的 Tanaka - Mura 模型	365
11.2.2	Hoshide 模型	366
11.2.3	Tryon 模型	368
11.2.4	Brueckner - Foit & Huang 模型	370
11.2.5	Glodez 模型	372
11.3	马氏体结构钢的疲劳裂纹萌生过程	373
11.3.1	材料	373
11.3.2	Voronoi 多晶体模型和有限元分析	373
11.3.3	疲劳裂纹萌生寿命模拟	376
11.4	铁素体钢和两相材料马氏体—铁素体钢裂纹起始的模拟	379
	参考文献	382

第 1 章 概 论

1.1 航空结构设计思想的演变及其对材料力学性能的要求

飞机作为一种空中运输工具,对安全保障有严格的要求。这种要求产生多方面的挑战,对飞机经济性的要求,需要结构重量尽可能轻,以便搭乘更多的乘客或货物;对飞行高速度的要求,使得飞机的外形设计必须保证最佳的气动外形和操纵控制能力,不能有太大自由发挥的余地;对机舱的增压要求,使得飞机整体承受很大的内部压力。莱特兄弟当年研制的飞机,现在看来,就像是一只带动力的大风筝,飞机骨架是木制的,蒙皮是帆布的。今天,飞机的速度最快已经达到几倍声速,最大的客机可以搭载超过 500 名乘客,飞行距离达到上万公里,高度达到 10 余千米。在实现这些能力的背后,飞机和航空发动机结构材料的贡献是巨大的。结构材料指用于制造承受载荷构件的材料。根据结构材料在飞机上的作用,一般把它们分为主承力件材料和非主承力件材料。飞机的大梁是主承力件,而口盖、舱门结构一般为非主承力件。对飞机安全至关重要的结构件为关键结构件,其材料也就是关键材料,比如飞机起落架、框梁和大轴、航空发动机盘片等转动部件材料等。关键材料、主承力件材料的力学性能评价以及承力结构的安全可靠性评估是飞机安全保障的研究重点。

飞机和航空发动机材料的力学性能研究是一个逐步深化的过程,在飞机等航空器出现的 100 多年中,航空结构的设计思想不断发展。航空结构设计最早是静强度设计。静强度设计准则的依据是,只要结构强度大于此结构的静强度设计载荷,则结构安全,反之此结构失效。设计载荷是结构的使用载荷乘以安全系数,安全系数是一个大于 1 的数。随着飞机飞行速度和机动性能要求的提高,飞机机翼采用薄翼型和后掠翼,使气动弹性问题变得突出起来,要求飞机结构不仅要有足够的静强度,而且还应有足够的刚度,避免结构产生共振,并保证结构不出现过大的变形而影响飞机的性能。这种设计思想被称作静强度和刚度设计。由于航空结构严格的减重要求,强调的参数是比强度(强度与材料密

度之比)和比刚度(弹性模量与密度之比)^[1]。

第二次世界大战后,英国生产了一批喷气飞机用于民航客运,但是在1953—1954这一年中,三架飞行不到一年的彗星号相继发生灾难性事故。事后大量分析和研究表明,疲劳断裂问题是这些事故的罪魁祸首,静强度和刚度设计不能保证飞机结构的安全。由于飞机尺寸加大,飞行的高度和速度提高,使用了高强度的结构材料,而这些高强度材料,疲劳性能却很低。为此,在以后的设计准则中,增加了与抗疲劳相关的安全寿命的设计思想,规定飞机的实际使用寿命要小于安全寿命,而安全寿命是结构的疲劳试验寿命除以疲劳分散系数,分散系数大于1,一般取4~6。这种设计思想也称为安全寿命方法。对航空发动机,安全寿命设计以低周疲劳有限寿命为准则,认为出现长度为0.79mm小裂纹以前的寿命是安全寿命。由于材料质量的不确定性和疲劳寿命的分散性,采用了疲劳寿命 -3σ 下限。按照安全寿命方法,当0.1%的结构件达到安全寿命时,即使其他99.9%的构件没有发生问题,也要全部更换,这样做,付出的代价也是昂贵的。另一方面,由于采用了较大的分散系数,致使结构过重,经济性又有所降低。安全寿命方法还有一个致命弱点,就是不能考虑结构在使用之前可能已经存在的缺陷。而这些缺陷在材料、结构加工、装配过程中是不可避免的。1985年,美国空军采用了“目标退役”(Retire for Cause)部件管理方法^[2]。“目标退役”部件管理方法是一种个体分析方法,即对每个部件进行检查,如果发现了超过规定的裂纹,这个部件才会退役,该方法开始主要是针对发动机涡轮盘,后来得到进一步拓展,被用于所有关键零部件。目标退役方法对设计提出了更高的要求,要求所有关键零部件都是可检的,并规定这些部件的可检裂纹尺寸和检定周期,检定周期内应保证未检出裂纹的扩展量不会导致结构失效,这也就是损伤容限设计思想。美国空军于20世纪70年代颁布了飞机结构完整性大纲(Airframe Structural Integrity Program),80年代颁布了发动机结构完整性大纲(Engine Structural Integrity Program),对损伤容限方法都有详细的规定^[3,4]。在飞机结构设计上,损伤容限设计应用已经非常广泛,波音公司制定了专用手册,对各种结构细节的临界裂纹和检定周期都有具体的规定。这些新的设计思想是对过去设计准则的发展,所以现在的飞机结构,所采用的设计思想是同时兼有静强度、刚度、耐久性(安全寿命)和损伤容限,不同设计思想满足不同的结构设计需求。

不同发展阶段的设计思想,对力学性能参数的要求也不同。静强度设计阶段对材料力学性能的要求仅限于静强度指标,一般多选用静强度高的材料。引入了刚度设计要求后,材料的比强度和比刚度是重要的设计参数。这

些方法都忽略了材料的韧性和疲劳性能,因而在喷气式飞机时代出现疲劳导致的结构突发性破坏。安全寿命与破损安全设计阶段,设计师开始关注材料的疲劳性能,强度校核不再以简单的静强度指标为依据,而是把材料的疲劳性能指标作为重要依据。损伤容限设计思想是假设材料或构件在一开始就存在缺陷,以断裂力学为基础,根据线弹性理论,分析裂纹体受载后裂纹尖端的应力场,提出了表征带裂纹结构性能的力学参量——应力强度因子 K ,裂纹稳定扩展和快速扩展导致的最终断裂判据都是用 K 的不同形式来表征的。结构的耐久性主要通过耐久性设计加以实现,它包括结构抗疲劳设计、防腐蚀设计和可维修设计。

1.2 航空材料力学行为的表征与测试技术简介

表征这个词,顾名思义,就是表达、描述。材料力学性能表征的主要研究对象是材料受外力作用下的力学行为规律及其物理本质和评定分析方法。材料的力学性能都应有其定量表征方法,举例来讲,抗拉强度是材料抵抗拉伸载荷所导致破坏的能力,用拉伸试样断裂前的最大应力来表征。

对不同的力学性能,有不同的表征方法。抗拉强度、屈服强度等,表征了材料抵抗静载荷破坏的能力,也称为静强度。相对地,对疲劳性能的描述比较复杂。疲劳载荷是一种变化的载荷,随时间时高时低变化,典型的例子是在路面上行进的汽车轮子所经受的载荷。疲劳参数有载荷比(最小载荷与最大载荷之比)、最大载荷(应力或应变)、载荷变化次数(循环数)、试验温度、试样应力集中系数等。简单来说,可以用疲劳极限来表征材料抵抗疲劳破坏的能力,通常指疲劳循环数达到 10^7 周时试样不断裂的最大应力。根据应用目的不同,疲劳性能有很多不同的表征方法。对于含裂纹的结构,前面所提到的表征方法都不适用。通过研究发现,含裂纹结构对载荷的抗力与加载方式、结构形状特别是与裂纹形态、裂纹长度都有关联,这些特征可以通过裂纹尖端应力应变场奇异性来表征,参数为应力强度因子 K 。不论加载方式、结构形状、裂纹形态、裂纹长度有什么变化,只要 K 相同,裂纹尖端应力应变场分布就是相同的,所以含裂纹结构抵抗裂纹扩展的能力是用不同形式的 K 值来表征的。材料抵抗裂纹失稳扩展能力是用断裂韧度来表征的,比如,对平面应变状态、张开型断裂用 K_{Ic} 来表征。材料抵抗疲劳裂纹扩展能力是用某一应力强度因子范围 ΔK 下裂纹扩展速率(每循环裂纹扩展长度)来表征的, $\Delta K = K_{max} - K_{min}$ 。材料在高温下的力学行为特点是时间相关性。对大多数材料,当温度高于 $0.3T_m$ (金属熔点),材