

<<航空材料的力学行为>>

图书基本信息

书名：<<航空材料的力学行为>>

13位ISBN编号：9787118079098

10位ISBN编号：711807909X

出版时间：2012-5

出版时间：黄新跃、胡本润、陈新文、郭广平 国防工业出版社 (2012-04出版)

作者：郭广平 编

页数：384

版权说明：本站所提供下载的PDF图书仅提供预览和简介，请支持正版图书。

更多资源请访问：<http://www.tushu007.com>

<<航空材料的力学行为>>

内容概要

《航空材料的力学行为》围绕航空工业发展对材料的需求，重点介绍了近二十年看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。

<<航空材料的力学行为>>

书籍目录

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 1.2 航空材料力学行为的表征与测试技术简介 1.3 国内外相关技术进展 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 1.3.2 北京航空材料研究院材料力学性能研究的进展 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 参考文献 第2章 高温结构材料的力学性能测试技术 2.1 高温直流电位法裂纹长度测量技术 2.1.1 高温电位法的应用背景 2.1.2 电位法的原理和方法 2.1.3 直流电位法应用实例 2.2 热机械疲劳性能测试技术 2.2.1 试验方法及原理 2.2.2 试样 2.2.3 试验设备 2.2.4 试验过程 2.2.5 试验的终止和中断处理 2.2.6 数据的获得与处理 2.2.7 热机械疲劳曲线方程 2.3 金属材料高温原位疲劳测试技术 2.3.1 应用背景 2.3.2 试验原理和方法 2.3.3 应用实例 2.4 粉末高温合金剩余疲劳寿命试验方法 2.4.1 试验方法及原理 2.4.2 试验步骤与过程 2.4.3 试验设备 2.5 金属板材热疲劳测试技术 2.5.1 应用背景 2.5.2 原理和方法 2.5.3 应用实例 参考文献 第3章 各向同性高温结构材料的力学行为 3.1 概述 3.2 粉末镍基高温合金的常规力学行为 3.2.1 粉末镍基高温合金的周期持久行为 3.2.2 粉末镍基高温合金的疲劳裂纹扩展行为 3.2.3 粉末镍基高温合金的低周疲劳行为 3.2.4 粉末镍基高温合金的热机械疲劳行为 3.3 轮盘材料的统一本构模型 3.3.1 ZSGH4169合金的Chaboche型黏塑性统一本构模型 3.3.2 FGH95合金的Chaboche型黏塑性统一本构模型 3.3.3 FGH95合金的Bodner-Partom型黏塑性统一本构模型 3.4 金属间化合物合金的力学行为 3.4.1 合金层片组织方向对拉伸性能的影响 3.4.2 低周疲劳寿命分析 参考文献 第4章 各向异性镍基高温合金的力学行为 4.1 概述 4.2 温度与取向对拉伸性能的影响 4.2.1 单晶合金弹性行为 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 4.3 持久/蠕变行为 4.3.1 单晶合金的蠕变强度 4.3.2 单晶合金的蠕变断裂机制 4.4 低周疲劳行为 4.4.1 单晶合金的循环硬化行为 4.4.2 单晶合金的循环拉压不对称性 4.4.3 单晶合金的低周疲劳寿命 4.4.4 单晶合金的低周疲劳断裂机制 4.5 各向异性合金的本构模型 参考文献 第5章 结构钢在拉扭复合载荷下的疲劳裂纹扩展行为 5.1 概述 5.2 试验材料与试验方法 5.2.1 试验材料 5.2.2 试样 5.2.3 疲劳试验方法 5.2.4 J积分的计算方法 5.3 循环扭转载荷下近门槛值的疲劳裂纹扩展行为 5.3.1 循环扭转载荷下的裂纹扩展门槛值 5.3.2 近门槛值附近的疲劳裂纹扩展行为 5.3.3 疲劳裂纹尖端的屏蔽效应 5.3.4 材料扭转疲劳强度的评价 5.4 拉扭复合载荷下近门槛值的疲劳裂纹扩展行为 5.4.1 裂纹扩展开始门槛值 5.4.2 拉扭复合载荷下近门槛值的疲劳裂纹扩展行为 5.4.3 疲劳断口观察 5.4.4 裂纹扩展开始门槛值模型分析 5.5 拉扭复合载荷下的弹塑性疲劳裂纹扩展行为 5.5.1 疲劳裂纹的扩展行为 5.5.2 疲劳裂纹的扩展机制 5.6 小结 参考文献 第6章 小裂纹测试及疲劳全寿命预测 6.1 概述 6.2 小裂纹研究项目简介 6.2.1 国际合作项目 6.2.2 国内研究项目 6.3 小裂纹扩展速率测试 6.3.1 小裂纹扩展速率测试标准 6.3.2 国内外标准对比 6.3.3 小裂纹测试与表征的主要技术问题 6.3.4 da/dN - K_{eff} 基线及 $(AK_{eff})_{th}$ 测试技术 6.3.5 腐蚀环境下蚀坑小裂纹监测技术 6.4 基于小裂纹扩展的航空材料疲劳全寿命预测 6.4.1 理论依据 6.4.2 基于小裂纹扩展的航空材料疲劳全寿命预测方法 6.4.3 初始裂纹尺寸 a_i 和 c_i 6.4.4 材料的 da/dN - K_{eff} 曲线和 $(K_{eff})_{th}$ 6.4.5 三维裂纹的断裂力学分析 6.5 疲劳全寿命预测技术的验证与应用 6.5.1 航空金属材料的验证 6.5.2 含点蚀铝合金的疲劳全寿命预测 6.5.3 焊接钛合金的疲劳全寿命预测 6.5.4 喷丸强化铝合金材料的全寿命预测 6.6 小结 参考文献 第7章 腐蚀环境下力学性能测试技术 7.1 概述 7.2 腐蚀环境下高周疲劳测试技术 7.3 腐蚀环境下低周疲劳测试技术 7.3.1 适用于腐蚀环境的应变规设计 7.3.2 腐蚀环境低周疲劳试样的设计 7.4 腐蚀环境下裂纹扩展自动测试技术 7.4.1 腐蚀环境装置 7.4.2 柔度法测量腐蚀环境下的疲劳裂纹长度 7.4.3 柔度法与目测法测量结果的比较 7.5 腐蚀环境下典型结构模拟件疲劳试验 7.5.1 典型结构模拟件的腐蚀疲劳试验 7.5.2 多位置损伤典型模拟件的疲劳裂纹扩展试验 参考文献 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 第9章 聚合物基复合材料力学行为 第10章 航空有机玻璃的力学性能研究 第11章 疲劳裂纹起始的数值模拟模型

<<航空材料的力学行为>>

章节摘录

版权页：插图：2.1.2 电位法的原理和方法 用电位法测量裂纹长度的原理是给含裂纹试样施加恒定电流，电流流经试样时，通过试样截面的电压降随裂纹尺寸的增加而增加，所以裂纹长度变化引起电位降变化，测量电位降变化数值，通过分析或试验来确定对应关系式，将电位降换算为裂纹长度值。电位法可以采用直流电，相应地，其方法称为直流电位法（DCPD），或者使用交流电（交流电位法ACPD）。

使用DCPD，在试样上通恒定直流电，使其在试样上产生一恒定的、沿厚度均匀的二维电场。

使用ACPD，通过试样的为恒幅交流电（一般为正弦波），对相对较低的频率（一般小于100Hz）来说，其电场近似为二维；然而对较高的频率来说，通过试样产生沿厚度非均匀分布的电流，其电流大小取决于交流电频率和试样的磁导率。

在高频率交流电情况下，电流仅出现在试样表面，这种现象称为“集肤效应”。

对于某些材料，特别是铁磁试样，在低于100Hz频率下，这种表面效应可能是重要的。

因此ACPD方法又可以分为两类：集肤效应可忽略的低频ACPD法和必须考虑集肤效应的高频ACPD法。

。 电位法对采用CT试样裂纹长度进行测量的方法。

当从直流电源输出的电流通过试样时，在裂纹的上下表面形成电位差，电位差测量的精度，反映了裂纹长度测量的精度。

但是电位差的测量精度受多个因素影响，例如：电流强度、材料电阻率、试样形状、材料受力变形和材料的热膨胀，以及裂纹闭合等因素。

可以根据它们对所测量电位差的影响，将这些因素分成两类：一类是来自设备，比如恒流源的稳定性、电压表的分辨率和精度等；另一类来自材料因素，比如材料在受力情况下的局部塑性变形和蠕变变形等引起的电位变化以及温度引起的电阻率变化，裂纹闭合或裂纹面之间的材料屑使得裂纹面接触造成的电位变化。

除此以外，试样上的电位降变化还受材料和环境温度的影响。

如果试验时间比较长（1h以上），环境温度变化所引起的材料的微量膨胀和收缩引起的电位变化以及温度对电阻率的影响，可能会造成相当于几十微米的裂纹扩展的假象。

在高温环境下的疲劳试验中，温度的波动范围比试验室空气的温度变化幅度可能大得多，引起的电位降变化会造成裂纹长度测量的较大误差。

所以，有资料报道，高温下裂纹长度的测量精度相对较低。

氧化环境下试验的许多材料，在新的裂纹表面上会形成氧化层，可能把裂纹上下表面完全隔离成两部分，这种情况下，在一个完整的循环载荷期间，若无裂纹生长，则穿过疲劳裂纹的电压降保持恒定。

。 多数情况下，无法形成完全绝缘的裂纹表面，而且裂纹表面还有可能发生部分接触，这种情况下，在载荷达到足够高使裂纹面完全分开之前，可能出现裂纹面的部分短路，电位降的值比较低，因而导致物理疲劳裂纹尺寸过低估计。

如果试验载荷接近门槛区，且在接近峰值载荷水平时仍然存在裂纹面短路，这种效应尤为明显。

除非在完整的循环载荷期间未出现电短路，否则电压测量应当在接近峰值拉伸载荷时进行。

载荷的频率影响取决于电位法所采用的电压测量装置的频率特性。

一般来说，在电压测量过程中降低试验频率可能是必要的，在某些极端情况下甚至要停止试验，以确保测量只在峰值载荷下进行。

值得注意的是，在最大载荷下测得的电位值并不能确保没有电短路误差的存在，有时即使在最大载荷下，裂纹表面之间仍然存在接触和短路。

‘断裂表面的短路效应可以在试验之后通过测量断裂表面的裂纹尺寸来计算。

方法之一是，根据电位测量值和断裂表面测量值的初始和最终裂纹尺寸，计算出偏差和比例因子。

根据比例因子与 a/W （裂纹长度/试样宽度）的函数关系，可以使用线性内插法修正中间的电位值。

但是该方法不适用于由裂纹尺寸确定力学控制参数的试验，如恒应力强度因子试验。

<<航空材料的力学行为>>

在这种情况下，裂纹尺寸测量误差可能在施加载荷和所要求的控制载荷之间引起超差。

<<航空材料的力学行为>>

编辑推荐

<<航空材料的力学行为>>

版权说明

本站所提供下载的PDF图书仅提供预览和简介，请支持正版图书。

更多资源请访问:<http://www.tushu007.com>