

南京航空航天大学 论文集

(二〇一〇年) 第8册

能源与动力学院

(第3分册)

南京航空航天大学科技部编

二〇一一年五月

能源与动力学院

202

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
1	刘小刚 郭海丁	副高 正高	021 021	钛合金焊接接头高周疲劳寿命研究	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
2	陈健 崔海涛 温卫东	硕士生 正高 正高	021 021 021	基于应力场强法的缺口构件疲劳寿命预测方法研究	长春理工大学学报	2010年33卷4期
3	石炜 崔海涛 温卫东	博士生 正高 正高	021 021 021	基于临界面法的棒连接结构微动疲劳寿命预测研究	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
4	朱永新 崔海涛 温卫东	博士生 正高 正高	021 021 021	2.5维机织结构复合材料刚度模型研究	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
5	徐颖 温卫东 崔海涛	副高 正高 正高	021 021 021	考虑材料分散性的层合板强度研究	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
6	徐颖 温卫东 崔海涛	副高 正高 正高	021 021 021	A fatigue life prediction method for impacted laminates	The 3rd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering 会议	2010年南京
7	荆友录 温卫东 魏民祥	博士生 正高 正高	022 021 022	货车前部防钻碰保护装置的研究	机械科学与技术	2010年29卷5期
8	高建辉 温卫东 崔海涛	博士生 正高 正高	021 021 021	基于遗传算法的火焰筒浮动瓦块的结构优化	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
9	张宏建 温卫东 崔海涛 徐倩	中级 正高 正高 硕士生	021 021 021 021	Z-Pin增强复合材料层合结构刚度预测模型研究	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
10	宋健 张宏建 温卫东 崔海涛	硕士生 中级 正高 正高	021 021 021 021	树脂基复合材料层合板结构的多级设计系统研究	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
11	张宏建 温卫东 崔海涛 徐颖	中级 正高 正高 副高	021 021 021 021	Study on recrystallization behaviors of alloy IC10 at elevated temperature	The 3rd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering 会议	2010年南京
12	张宏建 温卫东 崔海涛 徐颖	中级 正高 正高 副高	021 021 021 021	A mechanism-based constitutive model for alloy IC10	2010TMS Annual Meeting & Exhibition 会议	2010美国-西雅图
13	张宏建	中级	021	提高本科毕业设计质量的几点想法	科技创新导报	2010年16期
14	王聪 陈伟	硕士生 正高	021 021	航空发动机转包生产管理系统研究	江苏航空	2010年增刊 总第119期
15	陈伟 邓君 张涛	正高 硕士生 博士生	021 021 021	The impact experiment of glass-fiber composite laminate	The 3rd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering 会议	2010年南京
16	赵振华 吕文亮 陈伟	博士生 硕士生 正高	021 021 021	Vibration analysis of a counter-rotating turbine with wake-flow by fluid-structure interaction method	The 3rd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering 会议	2010年南京
17	李金鑫 陈伟 赵振华 陈敏	硕士生 正高 博士生 硕士生	021 021 021 021	脉冲爆震发动机的强度与振动特性分析	中国航空学会第七届动力年会	2010年贵阳
18	赵振华 陈伟	博士生 正高	021 021	高低周复合载荷对钛合金疲劳性能的影响	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
19	李金鑫 陈伟 赵振华 陈敏	硕士生 正高 博士生 硕士生	021 021 021 021	脉冲爆震发动机的试验研究及强度分析	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
20	张涛 陈伟 关玉璞	博士生 正高 正高	021 021 021	双层金属平板模拟机匣抗冲击性的研究	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
21	张科伟 刘旭阳 陈伟	硕士生 硕士生 正高	021 021 021	TC4合金动态本构关系研究	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
22	吴元东 漆文凯	硕士生 副高	021 021	某发动机模拟机匣的模态分析与模型验证	机械科学与技术	2010年29卷11期
23	任海辽 漆文凯	硕士生 副高	021 021	PAU安装杆系优化设计方法研究	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
24	李龙彪 宋迎东 孙志刚	博士生 正高 副高	021 021 021	单向陶瓷基复合材料单轴拉伸强度研究	航空动力学报	2010年25卷10期
25	李龙彪 宋迎东	博士生 正高	021 021	An approach to estimate interface shear stress of ceramic matrix composites from hysteresis loops	Applied Composite Materials	2010年17卷3期
26	李龙彪 宋迎东	博士生 正高	021 021	Fatigue behavior of cross-ply c-sic ceramic matrix composites at ambient and elevated temperatures	7th International Conference on High Temperature Ceramic Matrix Composites 会议	2010年 德国-拜罗伊特
27	李龙彪 宋迎东	博士生 正高	021 021	Effect of fiber failure on quasi-static unloading/reloading hysteresis loops of ceramic matrix composites	The 3rd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering 会议	2010年南京
28	李玲 宋迎东 黄旭仁	硕士生 正高 副教授	021 021 海军指挥学院	转子联结螺栓的蠕变及蠕变寿命分析	新技术新工艺	2010年6期
29	孙志刚 周超美 高希光 宋迎东	副高 硕士生 副高 正高	021 021 021 021	基于任意四边形子胞的多尺度温度场计算方法	航空学报（英文版）	2010年23卷5期
30	孙志刚 李龙彪 朱彬 宋迎东	副高 博士生 硕士生 正高	021 021 021 021	界面层参数对陶瓷基复合材料单轴拉伸行为的影响	航空动力学报	2010年25卷3期
31	汤彬 孙志刚 高希光 宋迎东	硕士生 副高 副高 正高	021 021 021 021	单向陶瓷基复合材料阻尼计算方法	航空动力学报	2010年25卷10期
32	高希光 宋迎东 孙志刚 胡绪腾	副高 正高 副高 中级	021 021 021 021	基于多尺度方法的含基体裂纹纤维增强陶瓷基复合材料杆动力学响应计算	航空学报（英文版）	2010年23卷5期
33	孙杰 宋迎东 高希光 孙志刚	博士生 正高 副高 副高	021 021 021 021	Prediction of textile fabric reinforced composite properties based on node interpolation cell method	The 3rd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering 会议	2010年南京
34	孔春元 宋迎东 孙志刚	博士生 正高 副高	021 021 021	随机变量方差对复合材料层合板失效强度及分散性的影响	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
35	胡绪腾 高希光 孙志刚 宋迎东	中级 副高 副高 正高	021 021 021 021	钛合金叶片外物损伤数值模拟研究	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
36	刘小锐 胡绪腾 宋迎东	硕士生 中级 正高	021 021 021	威布尔分布参数的Bayes估计	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
37	高希光 孙志刚 汤彬 宋迎东	副高 副高 硕士生 正高	021 021 021 021	纤维分布对陶瓷基复合材料阻尼的影响	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
38	王振剑 孙志刚 宋迎东 马晓健	硕士生 副高 正高 硕士生	021 021 021 021	氧化条件下陶瓷基复合材料强度性能的模拟	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
39	赵龙 孙志刚 高希光	硕士生 副高 副高	021 021 021	开孔陶瓷基复合材料试样的初始失效分析	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
40	赵龙 孙志刚 陈磊 宋迎东	硕士生 副高 硕士生 正高	021 021 021 021	Research on failure criterion of composite based on unified macro-and micro-mechanical model	The 3rd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering 会议	2010年南京

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
41	杨福树 孙志刚 李龙彪 宋迎东	硕士生 副高 博士生 正高	021 021 021 021	On matrix crack evolution of cross-ply ceramic matrix composite	The 3rd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering 会议	2010年南京
42	罗贵火 吴洪亮 宁向荣 周海仑	副高 硕士生 高工 博士生	021 021 608所 021	某型航空发动机环形燃烧室振动特性分析	航空动力学报	2010年25卷11期
43	罗贵火 林伟 赵慧	副高 硕士生 硕士生	021 021 021	玻璃纤维络筒机槽筒沟槽六次转向曲线设计	机械工程学报	2010年46卷19期
44	罗贵火 杨喜关 强健	副高 博士生 硕士生	021 021 021	Alford力作用下的转子结构参数对稳定性的影响	全国声学及噪声振动控制工程暨配套装置学术会议	2010年青岛
45	王雪飞 罗贵火 强健 杨国辉	硕士生 副高 硕士生 硕士生	021 021 021 021	某航空发动机附件传动轴的临界转速计算研究	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
46	赵正 罗贵火 杨喜关	硕士生 副高 博士生	021 021 021	某船用控制柜结构仿真分析	全国声学及噪声振动控制工程暨配套装置学术会议	2010年青岛
47	强健 罗贵火 何榜	硕士生 副高 硕士生	021 021 021	涡轮叶片锯齿型叶冠结构优化设计研究	全国声学及噪声振动控制工程暨配套装置学术会议	2010年青岛
48	陈茉莉 李舜酩	中级 正高	021 021	噪声背景下承力辐条的模态参数识别	第15届发动机结构强度、振动学术会议	2010年杭州
49	吕盼盼 郭海丁	硕士生 正高	021 021	The fracture surface 3D reconstruction of welded joint and damage analysis	International Conference on Power Beam Processing Technologies 会议	2010年北京

钛合金焊接接头高周疲劳寿命研究

刘小刚 郭海丁

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 针对 TC11 钛合金电子束焊接接头进行了载荷控制的疲劳试验, 并采用扫描电镜 (SEM) 观察疲劳断口微观形貌特征。试验结果发现焊接接头疲劳断口分表面源和内部源两类, 分别建立两类疲劳源情况下的 $S-N$ 曲线, 结果表明表面源疲劳寿命约为内部源疲劳寿命的 35-65%。此外, 文中基于断口 SEM 图像的灰度分布, 计算得到了各断口疲劳源附近区域的分形维数。通过研究断口分形维数与疲劳寿命的关系, 并结合损伤力学理论, 建立了综合考虑该焊接接头宏观力学特征和微观分形几何特征的分形损伤演化模型。

关键词: 钛合金; 焊接接头; 高周疲劳; 损伤演化

近年来随着航空工业的迅速发展, 对发动机在推力和推重比等各项性能指标的要求也越来越高。新型发动机的研制过程中采用了许多新技术、新材料和新工艺。其中焊接结构由于具有工作能效高、能够有效减轻结构本身重量等优点, 在航空发动机中也得到了越来越多的应用^[1]。钛合金因为具有比强度高、抗疲劳破坏能力好、热稳定和热加工工艺性好等优点, 已成为航空制造业中的重要结构材料。TC11 是其中一种典型的双相钛合金, 该合金因具有良好的可焊性, 而广泛用于焊接机匣、焊接式整体叶盘、盘鼓连接等发动机构件^[2, 3]。随着钛合金焊接结构在航空发动机中的使用范围的逐步扩大, 其焊接接头的疲劳寿命预测也越来越受到关注。

由于焊接工艺本身缺陷的存在, 焊接构件焊缝区的组织缺陷、残余应力、力学性能不均匀性等问题依然难以避免。在交变载荷下, 焊接构件的疲劳性能评定问题仍然是一个难题, 也是国内外研究者重点关注的研究领域。目前广泛采用的直接根据焊接接头的疲劳特性曲线如 $S-N$ 曲线、 $\epsilon-N$ 曲线等来评估焊接构件疲劳寿命的方法^[4], 难以反映焊缝接头处实际破坏区域的疲劳损伤过程, 寿命预测的准确性较低。

本文以 TC11 钛合金电子束焊接接头为对象, 采用实验方法研究其高周疲劳性能。并尝试以疲劳断口定量分析为基础, 建立综合考虑断口宏细观特征的疲劳损伤模型, 以描述该焊接接头疲劳损伤演化过程。

1 TC11 焊接接头高周疲劳试验

1.1 试验条件

试样取自 TC11 合金电子束焊接平板, 尺寸参照焊接接头疲劳试验相关标准设计,

具体几何尺寸如图 1 所示。

试验在 MTS-809 液压伺服材料疲劳试验机上进行，采用应力控制的试验。以正弦波形式加载，应力比 $R=0.1$ ，试验频率为 5~15 赫兹，试验温度为室温。共进行了四级载荷下的试验，以强度极限 σ_b (1012MPa) 为参

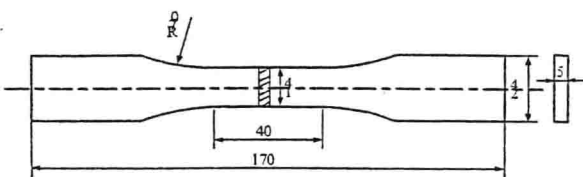


图 1 TC11 焊接接头试样

考，载荷等级分别为：75%，65%，55%，50%。此外，试验时采用标距为 25mm 的夹式引伸计来测量焊缝附近有效段的应变，用以宏观损伤量计算。

1.2 试验结果及分析

由于本试验旨在研究焊接接头的疲劳性能，因此选取在焊缝处断裂的试验数据为有效数据，将得到的有效试验数据整理后，得到表 1。为了进一步了解焊接接头疲劳损伤过程，随后对各试验件断口进行了扫描电镜试验 (SEM)，分别拍摄了 50-1000 倍下疲劳源区域的微观照片。

对疲劳源区域的微观形貌观察发现，疲劳源可分为两种类型，一种是起源于试件内部的内部源，如图 2 和图 3 中的 (a)、(b)；另一种是起源于试件边界处的表面源，如图 2 和图 3 中的 (c)、(d)。从外观形貌上看，表面源多呈半椭圆形，内部源多呈圆形。

进一步分析发现表面源试件的疲劳寿命要明显低于内部源试件，通过定量计算可知表面源试件疲劳寿命约为内部源的 35%-65%。表面源疲劳裂纹一般出现在试件表面缺陷处的应力集中部位，内部源疲劳裂纹则通常出现于焊缝热影响区晶粒粗大处。因此，对此类电子束焊接构件，尽量提高焊缝附近表面质量可以显著提高其疲劳寿命。

在双对数坐标系下，分别做出两种情况下的载荷-寿命曲线，如图 4 所示，两种情况下均有较好的线性关系。通过线性回归拟合可得到表面源与内部源的疲劳寿命曲线分别如式 (1-a)、(1-b) 所示。

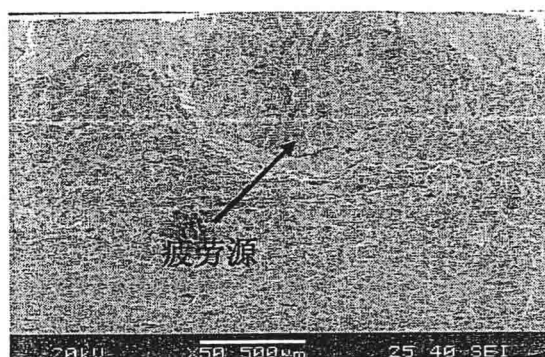
$$\log \sigma = 4.2464 - 0.3226 \log N_f \tag{1-a}$$

$$\log \sigma = 3.8327 - 0.2188 \log N_f \tag{1-b}$$

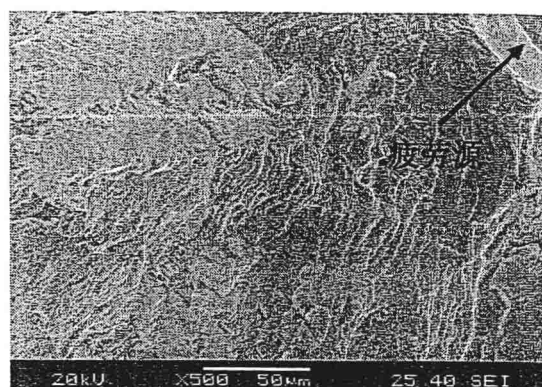
表 1 高周疲劳试验结果

载荷水平	对数应力 $\log(\sigma)$	试件编号	对数寿命 $\log N$	疲劳源位置
75% σ_b	2.880	3	4.454	内部
		24	4.265	表面
		26	4.227	表面
65% σ_b	2.818	23	4.657	内部
		25	4.596	内部
		22	4.421	表面

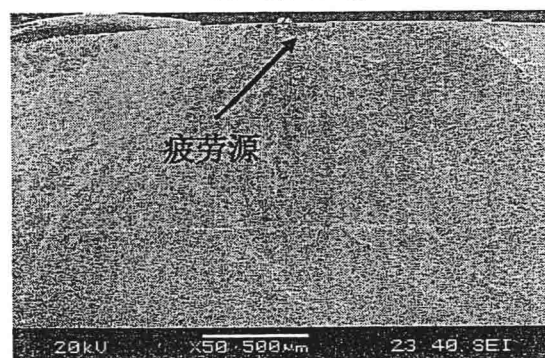
55% σ_b	2.746	4	4.839	内部
		19	5.027	内部
		8	4.609	表面
50% σ_b	2.704	10	5.053	内部
		12	5.261	内部
		11	4.809	表面



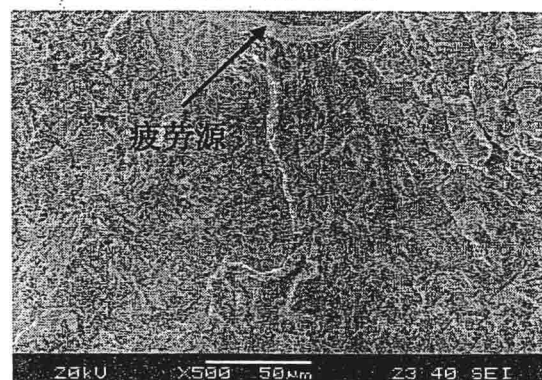
(a) 3#, 50 倍



(b) 3#, 500 倍

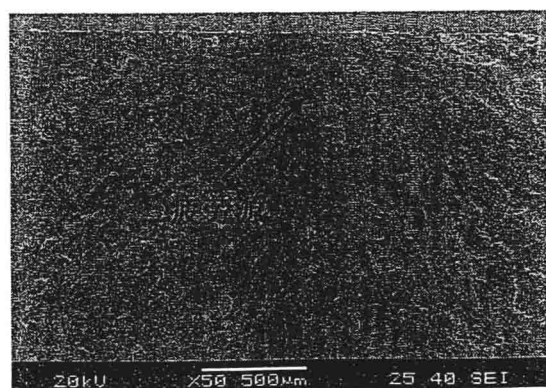


(c) 24#, 50 倍

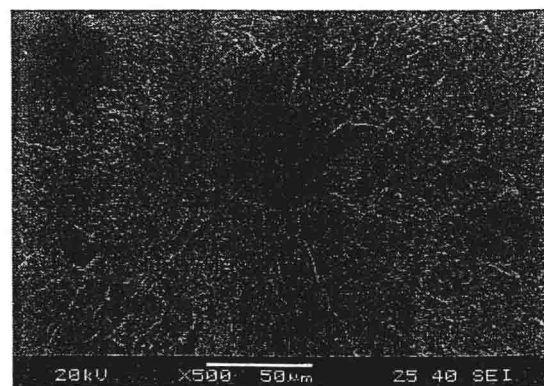


(d) 24#, 500 倍

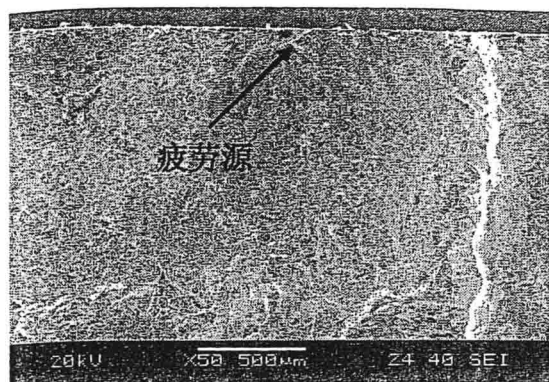
图 2 典型试件断口疲劳源区微观形貌 ($75\% \sigma_b$)



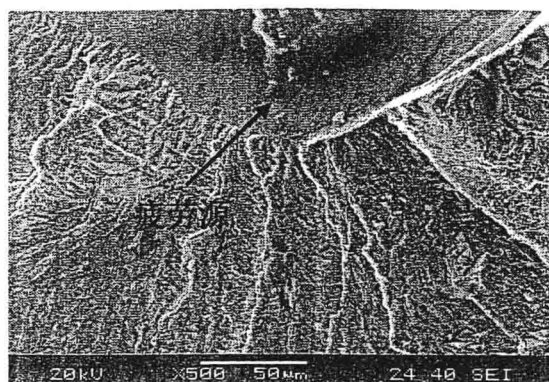
(a) 4#, 50 倍



(b) 4#, 500 倍



(c) 8#, 50倍



(d) 8#, 500倍

图3 典型试件断口疲劳源区微观形貌 ($55\% \sigma_b$)

2 焊接接头高周疲劳宏细观损伤演化模型

2.1 宏细观损伤模型

焊接接头的疲劳破坏一般要经历裂纹萌生, 发展直至最终断裂几个阶段, 这实质上也是一个材料内部损伤逐渐累积演化, 材料性能不断恶化的过程。近年来, 一些研究者采用损伤力学方法, 用一个连续的内变量——损伤变量来描述这个不可逆能耗过程

[5]。通过建立适当的疲劳损伤模型, 得到损伤变量与载荷循环周次之间的关系, 当损伤变量达到某一临界值时的载荷循环次数即为相应的疲劳寿命。Lemaitre、Chaboche 等人[6, 7]在不可逆热力学理论的基础上, 由构造出的耗散势函数导出了高周疲劳的宏观损伤模型, 如式(2)所示。

$$\frac{\partial D}{\partial N} = \left[\frac{\sigma_a}{b(1-D)} \right]^\beta f(D) \quad (2)$$

式中 $f(D)$ 是损伤度的函数可由下式表达

$$f(D) = [1 - (1-D)^{1+\beta}]^\alpha \quad (3)$$

其中 α , β , b 均为材料参数, σ_a 为应力幅值。

采用损伤力学方法研究焊接结构的疲劳, 一个关键问题在于确定适当的损伤变量形式, 这个损伤变量既要能反映材料性能逐渐恶化的过程, 又要便于实验测量。目前, 实践中常采用的损伤变量有弹性模量的变化, 应力、应变幅值的变化, 塑性应变能的变化等[8, 9]。这些损伤变量的测量往往存在一点不足: 它们反映出的是试件在较大区域范围内性能恶化的平均效果, 而不能反映疲劳发生的局部性特征。实际试验中, 疲劳损伤往往集中于局部区域, 疲劳裂纹源区域的力学性能参量会有显著的变化, 而实验测得的

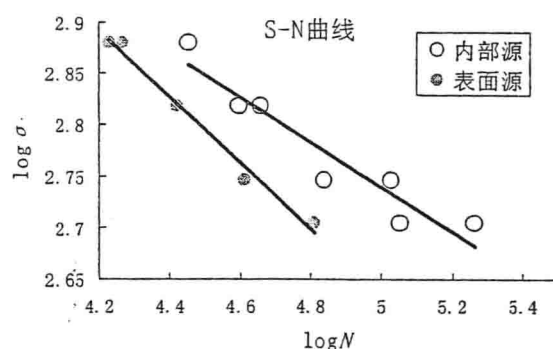


图4 TC11 焊接接头 S-N 曲线

只是一定测量范围内宏观损伤的平均变化。

断口定量分析的研究结论表明,金属断口表面的粗糙程度与材料的力学性能之间存在定量的关系[10]。据此,可以通过寻求一个定量描述疲劳源附近区域几何形貌的参数来表征其细观力学特征。本文从疲劳源附近的微观形貌定量分析入手,引入一个考虑疲劳断口细观特征的修正系数,从而建立新的损伤变量。

已有的研究表明,焊接接头的疲劳断口形貌具有统计意义上的自相似性,可以视作分形结构,因此断口的细观损伤可以在分数维空间用一个新的参量——分形损伤变量来描述[11]。

$$D_f(d, \xi) = D \xi^{d-d_E} \quad (4)$$

式中 D 为宏观损伤变量, $D_f(d, \xi)$ 为分形损伤变量, ξ 为无量纲度量码尺, d 为分形维数, d_E 为欧氏空间维数,对于金属断口其典型域为三维空间,即 d_E 取值为 3。

分形维数 d 是分形大小的度量,表征了分形体不规则性的程度。对金属断口而言,分形维数能定量的描述损伤区表面的粗糙程度。维数值小,则表征表面平直、光滑,损伤消耗的能量少;反之则越粗糙,消耗的能量也越多。

式(4)表明分形损伤变量 $D_f(d, \xi)$ 与损伤域分形维数 d 和度量码尺 ξ 相关。分形损伤变量分别通过分形维数 d 和分形度量码尺 ξ 定量反映了损伤演化的不规则性及材料微观结构对损伤量的影响,它是宏观损伤变量在考虑损伤分形效应后的推广。如果能间接测量出欧氏空间内的宏观损伤量 D 及断口的分形维数 d ,就可以通过公式(4)计算得到分数维空间下的的损伤量 D_f 。

将式(3)和(4)代入(2)中,进行积分推导,并考虑到构件或材料失效时,其实际临界损伤 D_c 并不为 1,且构件中不可避免会存在初始损伤 D_0 ,对上述损伤变量采取归一化处理,即以 $(D_f - D_0)/(D_c - D_0)$ 取代 D_f ,从而得到综合考虑焊接接头宏细观特征的分形损伤模型。

$$D_f - D_0 = (D_c - D_0) \left[1 - \left[1 - \left(\frac{N}{N_f} \right)^{\frac{1}{1-\alpha}} \right]^{\frac{1}{1+\beta}} \right] \quad (5)$$

2.2 TC11 焊接接头高周疲劳分形损伤演化方程

2.2.1 宏观损伤变量的测量

对于本文研究,以循环加载过程中应变幅值变化来描述实际试验过程中材料的宏观损伤,即 $D = 1 - \Delta \varepsilon^* / \Delta \varepsilon$ 。试验时,通过引伸计采集得到各循环时刻的应变情况,当循环达到稳定时(约几十至几百个循环),测出应变的峰值和谷值,得到初始稳定的 $\Delta \varepsilon^*$;其后,每隔一定的循环数,提取应变的峰值和谷值,获得对应循环下的 $\Delta \varepsilon$ 。将获得的

上述参量带入 D 的计算式，即可得到寿命期内宏观损伤量演化过程。

2.2.2 分形维数

在分形空间中，金属材料断口表面的粗糙程度可以近似的用分形维数 d 来描述。目前，金属断口分形维数的测量方法主要有：小岛法、垂直截面法、谱分析法、二次电子图像扫描法等。本文基于二次电子图像扫描法（SEM），利用计盒维数法对焊接接头断口形貌 SEM 图像进行处理，计算分形维数。

将试验得到的各试样 SEM 图像按统一的标准处理，采用课题组已有的分形维数计算软件进行定量分析，测量码尺范围取 10~20，计算得到各试样的分形维数，对同一载荷下的结果取平均值得到表 2。

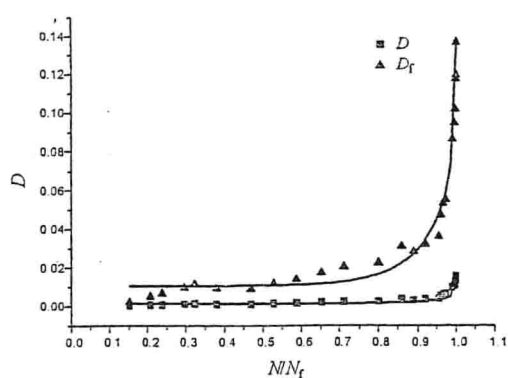
表 2 各载荷水平下的分形维数

载荷水平	循环寿命 N_f	平均分形维数 d
75% σ_b	15921	2.3767
65% σ_b	33445	2.3969
55% σ_b	79547	2.4267
55% σ_b	130422	2.4477

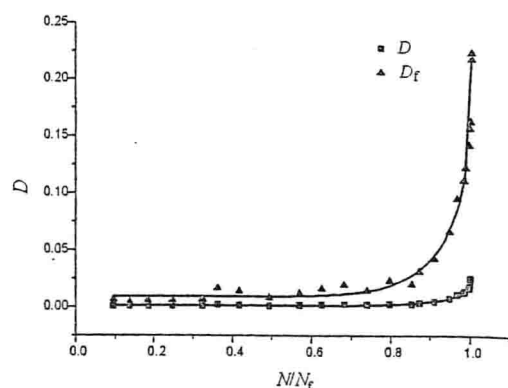
2.2.3 分形损伤演化方程

计算分形维数 d 后，结合上文得到的宏观损伤量 D ，代入公式（4）即可得到试件各循环次数的分形损伤量 D_f 。式中无量纲码尺 $\xi = \delta / L$ ， L 为所测图片边界值，由图片像素确定，文中为 490。 δ 为测量选用的码尺，在计算断口分形维数时，设置码尺范围为 10~20 像素，衡量分形损伤时码尺大小可以定为 $\delta = 15$ ，故无量纲码尺 $\xi = 0.0306$ 。

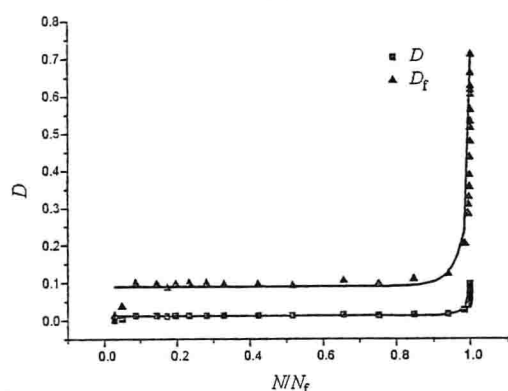
图 5 即为计算得到的试件宏观损伤量 D 与分形损伤量 D_f 随循环数增加时的演化曲线。由图可知分形损伤和宏观损伤的演化趋势完全一致，损伤的过程可以分为三个阶段：一是初始阶段，此阶段在疲劳寿命的前数百个循环内，损伤显著增加；二是稳定发展阶段，该阶段损伤增长缓慢，占疲劳寿命的主要部分；三是临界失效阶段，试件在临界损伤附近材料性能急剧劣化，损伤明显增加，最终达到临界损伤断裂失效。相比而言，分形损伤量考虑了材料断口的微观特征，更能反映疲劳裂纹扩展的微观本质；此外，从数值上来看，分形损伤变量相当于宏观损伤变量放大了 ξ^{d-3} （约 8~10）倍，因此反映出的损伤演化现象更为明显，也可以从一定程度上避免宏观损伤测量误差导致的影响。



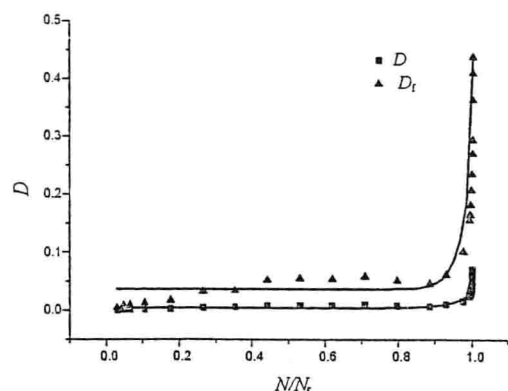
(a) 75% σ_b , 26#



(b) 65% σ_b , 22#



(c) 55% σ_b , 19#



(d) 50% σ_b , 10#

图5 试件分形损伤与宏观损伤演化

根据得到的各试件分形损伤演变曲线,按公式(5)进行拟合,其中 N/N_f 为自变量, D_f 为因变量, D_0 、 $\alpha_1 = 1/(1-\alpha)$ 及 $\beta_1 = 1/(1+\beta)$ 为待拟合参数, D_c 由试验结果确定(取试件断裂瞬间突变值前一循环的记录)。

对同一载荷级下的拟合参数通过取平均值,进而得到各级载荷下的分形损伤演化方程

$$75\% \sigma_b \quad (6) \quad D_f = 0.0132 + 0.0929[1 - (1 - (N/15921)^{6.5050})^{0.3116}]$$

$$65\% \sigma_b \quad (7) \quad D_f = 0.0115 + 0.1306[1 - (1 - (N/33445)^{1.4903})^{0.1432}]$$

$$55\% \sigma_b \quad (8) \quad D_f = 0.0456 + 0.4714[1 - (1 - (N/79547)^{32.6995})^{0.4412}]$$

$$50\% \sigma_b \quad (9) \quad D_f = 0.0203 + 0.2161[1 - (1 - (N/130422)^{15.3822})^{0.2976}]$$

3 结论

本文对 TC11 钛合金电子束焊接接头进行了载荷控制的疲劳试验,研究了四级载荷水平下的焊接接头的疲劳寿命,并对各试件断口进行了扫描电镜试验。试验结果表明,该电子束焊接接头存在两种类型的疲劳破坏形式,一种疲劳裂纹起源于焊缝附近的表面

区域, 另一种疲劳裂纹起源于试件内部。而且, 表面源试件的疲劳寿命约为内部源疲劳寿命的 35-65%, 对此类电子束焊接构件, 提高焊缝附近表面质量可以显著提高其疲劳寿命。此外, 文中还基于分形几何理论对疲劳断口进行了定量分析, 结合损伤力学方法建立了该焊接接头的分形损伤演化方程。方程综合考虑了断口的宏细观特征, 对钛合金焊接接头件的高周疲劳寿命预测有一定的参考价值。

参 考 文 献

- [1] 曹春晓, 郝应奇. 材料世界的天之骄子: 航空材料[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.
- [2] 《透平机械现代制造技术丛书》编委会. 机匣制造技术[M]. 北京: 科学出版社, 2002.
- [3] 武奇, 邱惠清, 郭海丁. TC11 钛合金焊接接头低周疲劳分形损伤演化研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23 (4): 730-736
- [4] Tom Lassen. Fatigue Life Analyses of Welded Structures[M]. Published in Great Britain and the United States in 2006 by ISTE Ltd.
- [5] 张行. 断裂与损伤力学[M]. 北京: 北京航空航天大学, 2006: 318-345
- [6] Chaboche J. Continuum damage mechanics [J]. J. Appl. Mech., 1988, 55(1): 59-64
- [7] Krajcinovic D, Lemaitre J. Continuum damage mechanics: theory and applications [M]. Berlin: Spiringe-Verlag, 1987: 48-51
- [8] Kumar S, Roy N, Ganguli R. Monitoring low cycle fatigue damage in turbine blade using vibration characteristics [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2007, 21: 480-501
- [9] 陈凌, 蒋家羚. 一种新的低周疲劳损伤模型及实验验证[J]. 金属学报, 2005, 41 (2): 157-160
- [10] 钟鹏群, 赵子华. 断口学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2005: 100-123
- [11] 谢和平, 鞠杨. 分数维空间中的损伤力学研究初探[J]. 力学学报, 1999, 31 (3): 300-310

作者简介:

刘小刚 (1977—), 男, 湖北松滋人, 南京航空航天大学能源与动力学院, 副教授、博士, 主要从事结构强度与疲劳断裂方面的研究。

手机: 13814090840

邮编: 210016

E-mail: liuxg03@nuaa.edu.cn

基于应力场强法的缺口构件疲劳寿命预测方法研究

陈健, 崔海涛, 温卫东

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘要: 基于疲劳损伤破坏的机制, 研究了应力场强法预测构件疲劳寿命的原理及其具体实现过程, 着重讨论了场强法中各场强参数的意义。通过对两种不同材料、不同形状的缺口件应力应变场计算分析, 指出了在原有场强法模型中, 对于同种材料, 尽管缺口形状和大小不变, 构件的场强半径也并非某一材料常数, 而是关于载荷幅值大小的线性函数, 即载荷大小对损伤区域有着重要影响, 原有的场强法模型无法较好地预测在较大载荷幅值范围内构件的疲劳寿命。本文提出一种新的损伤场的概念, 对原有的场强模型进行改进。计算结果表明: 改进后的模型可以降低网格精度的要求, 节省计算资源, 而且在较大范围内的载荷幅值作用下, 均能较好地预测具有不同缺口形式的构件疲劳寿命。

关键词: 缺口试件; 弹塑性有限元分析; 损伤场; 场强法; 疲劳寿命预测

中图分类号: O346.2

文献标识码: A

文章编号: 1672-9870(2010)04-0087-05

Research on Fatigue Life Prediction of Notched Structures Based on Stress Field Intensity Method

CHEN Jian, CUI Haitao, WEN Weidong

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, College of Energy and Power Engineering, Nanjing 210016)

Abstract: Based on the mechanic of fatigue failure, stress field intensity(SFI) method was used to predict structure fatigue life. The theory and proceeding of SFI were discussed especially the parameters of SFI. By the stress and strain field analysis of two type material specimens with different notches, it was showed that stress field radius was not a constant parameter to a material type, but a parameter has relationship to loading amplitude and notch shapes. So the present SFI can't accurately predict fatigue life of different structures. An improved model of SFI was proposed. The calculator results show that this improved model didn't rely on a complicated meshing model, and can predict fatigue life accurately to structures with different material types, different notch shapes and various loading amplitudes.

Key words: notched specimen; e-plastic FEA; effective damage field; field stress intensity; fatigue life prediction

机械构件在工程应用中多在循环载荷下服役, 疲劳寿命预测是结构设计过程中不可缺少的内容。构件的疲劳寿命预测考虑的因素很多, 其中缺口效应最为常见。例如缺口、凸肩、键槽等都会引起结构局部的应力应变集中, 造成缺口附近较高的应力梯度, 促进了裂纹的萌生与扩展, 降低了构件的疲劳强度^[1]。因此在工程设计中研究零构件发生疲劳破坏的问题具有重要意义。

目前, 国内外对金属缺口类构件的疲劳寿命预

测进行了大量的研究^[2], 主要的方法为名义应力法和局部应力应变法。其中局部应力应变法被认为是一种较好的预测缺口疲劳裂纹形成寿命的方法, 但由于未考虑到缺口根部附近某一区域内的应力应变梯度和多轴效应, 因而预测寿命较实验结果存在较大偏差。而应力场强法^[3]充分考虑到了缺口附近的上述因素, 以场强作为构件局部区域损伤的控制参量, 从而能较好地预测含各类缺口形式构件的疲劳寿命。但就目前有关场强参数的确定仍存在争

收稿日期: 2010-07-31

作者简介: 陈健(1986-), 男, 硕士研究生, 主要从事金属材料疲劳行为研究, Email: chenjian@nuaa.edu.cn.

议,如文献[4]认为缺口局部损伤场尺寸的半径并非为材料常数,而是与缺口应力集中系数具有很强的线性关系。同时,能量法^[5]认为疲劳裂纹萌生和生长的过程是一个不可逆的吸收塑性功的过程,因此对于构件而言,塑性区才是真正意义上的损伤区域,构件在不同的载荷或者构件具有不同的缺口形式时,必然有着不同的塑性区域,因而损伤场半径定然不是一个仅与材料种类相关的参量。原有场强法认为场强半径为数个晶粒尺寸,一般小于1mm,因而在对结构进行有限元网格划分的时候,局部损伤区域内的网格精度要求非常高,计算成本昂贵。本文将基于原有场强法的思想,提出新的场强参数,寻求一种能够预测具有不同缺口构件在各种载荷幅值作用下的疲劳寿命模型。

1 原有应力场强法的基本思想

构件疲劳破坏的过程表明:疲劳损伤的本质是构件危险点附近某一范围内材料本身性能退化和破坏的行为。在计算疲劳损伤的时候,不能仅仅对构件的危险点进行计算判断,必须考虑到危险点附近该受损伤区域内材料的应力应变特征,才能更为准确地预测构件的疲劳寿命。基于该思想,一些研究者考虑了危险点周围应力梯度的影响,提出了高周疲劳寿命预测的应力场强法。该方法提出了一个描述损伤区域内损伤控制参数应力场强,然后利用材料的S-N曲线来预测构件的疲劳寿命。原理模型如图1所示。

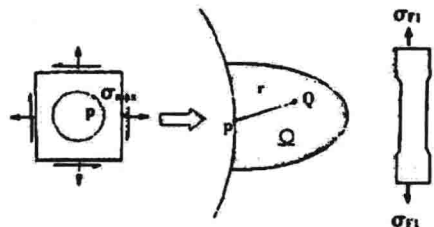


图1 缺口应力场强法模型

Fig.1 Field stress intensity model of notched specimen

应力场强计算公式如下:

$$\sigma_{FI} = \frac{1}{V} \int_{\Omega} f(\sigma_{ij}) \varphi(r) dV \quad (1)$$

式中, r 为 Q 点到危险点的距离, Ω 为局部损伤区域,可以认为是以危险点为球心的一个球形区域,其大小通过实验来确定; V 为 Ω 的体积; $f(\sigma_{ij})$ 为等效应力函数(对韧性材料); $\varphi(r)$ 为权函数,物理上表征 Q 点的应力对材料损伤或裂纹形成和扩展的

贡献,常见的表达式为:

$$\varphi(r) = 1 - \left| \frac{1}{\sigma_{\max}} \times \frac{d\sigma}{dr} \right| r (1 + \sin\theta) \quad (2)$$

从应力场强法原理可以看出,该模型充分考虑了局部区域内的应力梯度的影响,构造的场强能作为局部损伤区域内特征损伤量,利用有限元技术和计算分析软件,能够预测具有复杂几何形状的缺口构件的疲劳寿命。

2 场强法的改进思路及讨论

场强法认为损伤区域是以危险点为球心的一个球形区域,对位于该球形区域内的材料受力情况进行某种处理后得到场强力。可以看出:场强法预测寿命的准确性很大程度上依赖于损伤场半径 r_0 , 由于 r_0 一般小于 1mm, 因而计算时对局部损伤区域内的网格精度要求非常高。文献[3]通过实验获得某缺口件的疲劳极限 $\sigma_{-10}(N_f = 10^7)$, 并在此疲劳极限载荷下对该缺口件进行应力场分析,认为缺口根部的应力场大小为光滑试件的疲劳极限 σ_{-1} , 从而反推算出损伤场半径 r_0 , 并认为 r_0 为由材料种类决定的参数。但是文献[4]指出,各种缺口件在其疲劳极限载荷下,实验结果显示 r_0 并非为材料常数,而是与缺口应力集中系数具有很强的线性关系。同时在载荷幅值高于疲劳极限时, r_0 是否变化,又是如何变化的等问题目前暂无研究。但是很显然的是, r_0 不是由材料决定的一个常数,而是与缺口形式等因素相关的参量。因而原有场强模型在预测复杂载荷以及各类不同形式缺口构件疲劳寿命时,仍需大量的实验支持,说明损伤场半径 r_0 作为判断损伤区域是不合理的。

2.1 改进思路

疲劳极限是金属材料微量塑性变形抗力的指标,可以近似地认为,在疲劳极限载荷下,材料内部某薄弱点当量应力超过疲劳极限,该点处开始有损伤发生;对于缺口件,缺口根部附近凡是当量应力高于材料疲劳极限的点,就可以认为该点对裂纹的萌生和扩展有“贡献”。当缺口应力集中系数增大即缺口变尖锐时,由于缺口根部应力梯度变大,因而损伤场变小,这与文献[4]结论也是相吻合的。显然若以材料的疲劳极限作为判断损伤区域大小的参数,则对于任何缺口形式和载荷幅值作用下,场强法均能较为精确地预测构件的疲劳寿命,而且对网格精度的要求没有原有模型那么苛刻,特

别对于具有三维空间复杂结构的构件,改进后的模型与原有模型相比,节约的计算成本相当可观。

为此,本文提出求解缺口根部附近应力场强的改进模型为:

$$\sigma_{FI} = \frac{\int_{\Omega} f(\sigma_{ij}) \varphi(r) dv}{\int_{\Omega} \varphi(r) dv} \quad (3)$$

同时重新定义损伤区域 Ω ,其物理上表征破坏函数值大于材料疲劳极限点的集合,其体积可以表示为:

$$V_{\Omega} = \left\{ \int_{\Omega} dv(r) | f(\sigma_{ij}) \geq \sigma_{-1} \right\} \quad (4)$$

$f(\sigma_{ij})$ 为破坏函数,对韧性材料可取等效应力函数,即 $f(\sigma_{ij}) = \sigma_{mises}(r)$; $\varphi(r)$ 为权函数,物理上表征 Q 点的应力对材料损伤或裂纹形成和扩展的贡献权函数,其表达式为:

$$\varphi(r) = \left(\frac{\sigma_{mises}(r) - \sigma_{-1}}{\sigma_{mises} - \sigma_{-1}} \right)^2 (1 - |\sin \theta|) \quad (5)$$

式中: r 为 Q 点到危险点的距离, $dv(r)$ 为 Q 点所属单元的体积, $\sigma_{mises}(r)$ 为 Q 点处的等效应力。场强计算的具体过程和思路原有场强法一致,仅改变损伤场定义以及权函数的表达形式。

因而对于缺口构件的疲劳寿命,可以先计算得到缺口附近的应力场,并找出危险点。然后通过式

(3)获得缺口根部的场强 σ_{FI} ,最后根据材料的S-N曲线求出构件的疲劳寿命。

2.2 改进场强模型的讨论

改进场强模型与原有场强模型的思路一致,认为裂纹的萌生和发展与受载构件最大应力点附近的某一特定区域内应力应变场相关,寻求一种可以表征损伤程度的控制参量即场强力 σ_{FI} ,结合材料的S-N曲线,估算构件的疲劳寿命,但具体的实现手段有所差异,主要表现在:

(1)重新定义损伤场的概念。原有场强模型认为损伤场近似是以最高应力点为球心的球形区域,其场半径是一材料常数;结合材料疲劳极限的意义,改进场强模型认为损伤场是破坏函数值高于疲劳极限值的所有点的集合,其边界为疲劳极限应力等值线。新定义的损伤场模型摆脱了原有模型限于材料种类的假设,可以充分考虑到不同载荷大小和不同缺口形状时构件的损伤场,与损伤原理相吻合。

(2)选用新的权函数 $\varphi(r)$ 。权函数表示损伤区域内的某点对最大应力点的影响, $\varphi(r)$ 有如下特点:

1. $0 \leq \varphi(r) \leq 1$, 且是 r 的单调减函数;
2. $\varphi(0)=1$, 损伤区域边界有 $\varphi(r)=0$;
3. 式(5)中 $\sin \theta$ 是考虑到裂纹扩展方向上的点对裂纹贡献最大;
4. 当 $\sigma_{mises} \leq \sigma_{-1}$ 时,可以认为是无限寿命设计问题,不在本文研究范畴。

3 改进后场强法的算例验证

本节参考文献[3]和文献[6]中的实验数据,对两种不同材料、不同几何形状和不同加载方式下的两个算例进行应力场计算分析,结合原有场强法模型和本文所提出的改进模型,预测构件疲劳寿命,并与实验结果进行对比。

3.1 算例1

算例1参考文献[3]中带中心缺口孔平板,如图2所示,其材料为硬铝LY12-CZ,材料力学性能参数和疲劳性能参数均来自文献[3],构件模型左端固支,右端施加应力载荷,采用增量理论进行弹塑性有限元分析,计算得到构件的应力场。载荷为80MPa时1/4平板的等效应力云图如图3所示。结合场强理论,计算出场强力和损伤区域以及损伤区域内各单元的相对权值,如图4、图5所示。

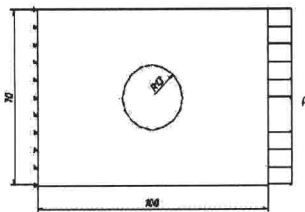


图2 带中心孔平板模型
Fig.2 Plane model with a center hole

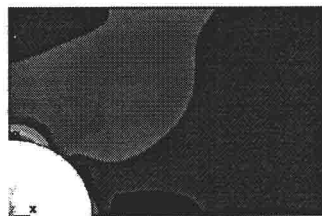


图3 1/4板的等效应力云图
Fig.3 Mises stress distribution of a quarter plane

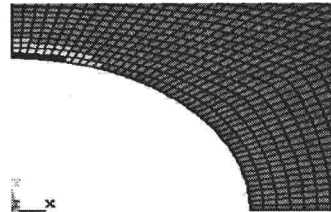


图4 孔边附近损伤场图
Fig.4 Effective damage field near the center hole

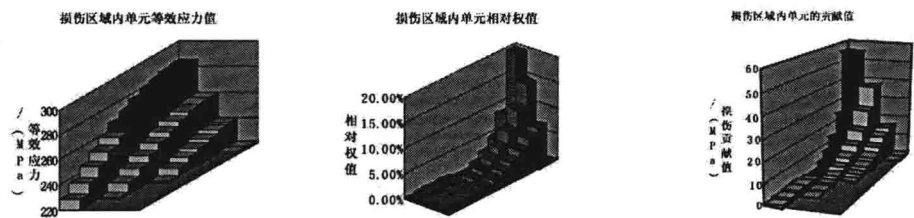


图5 损伤区域内各单元等效应力、相对权值以及贡献值图

Fig.5 Mises stress, relative weight and damage contribution of elements within the effective damage field

表1 改进前后模型预测寿命比较

Tab.1 Life prediction of improved and unimproved models

疲劳极限/ MPa	载荷/ MPa	名义应力/ MPa	最大应力/ MPa	原有场强 /MPa	改进场强 /MPa	原模型 预测寿命	改进模型 预测寿命	实验 寿命
220	80	127.27	278.4	272.4	262.1	77455	100288	135885
	150	238.64	428.5	426.6	324.2	3820	24074	17352

*原有场强模型中 r_0 取0.185mm

以场强理论计算得到的构件疲劳寿命结果详见表1。

由图3可以看出,最大等效应力点为缺口根部位于Y轴上的节点。图4中红色和黄色显示的单元区域为本文定义的损伤场,其中红色部分表示该区域内单元等效应力大于场强力,对于裂纹形成和扩展具有“促进”的“正效应”,而黄色单元区域内等效应力低于场强力,具有“抑制”的“负效应”。图5显示了损伤区域内单元等效应力值以及对应的相对权值,每个单元对损伤的贡献是两者的乘积。尽管高于场强力的单元(红色区域)有7个,但除最靠近缺口根部的2~3单元权值较高之外,其它高应力单元的权值较小,表明对裂纹形成和扩展起“促进”作用最大的区域仅为靠近缺口根部的一个或几个高应力单元;同样,对裂纹的形成和扩展有着显著“抑制”作用的单元主要集中在裂纹扩展方向上靠近“促进”裂纹萌生和扩展的高应力单元附近。红色区域“促进”损伤,而黄色区域“抑制”损伤,场强力作为构件损伤的控制参量,实际上是这种“促进”和“抑制”损伤的平均估量。疲劳破坏是损伤区域内材料共同作用的结果,因此,场强法是一种符合疲劳损伤本质的较为合理的方法。

从图4有限元网格模型可以看出,缺口附近最小单元边长约为0.41mm,1/4板共有 $50^2=2500$ 个单元,而原有模型定义场强半径为0.185mm,网格划分时,要求缺口根部单元边长为0.01mm级,导致单元数众多,对于三维具有复杂形状构件而言,原有场强法计算的成本较高。改进场强法可以避免这

个缺点,同时可以较好地预测具有各类缺口形式、在不同载荷作用下的构件疲劳寿命。

3.2 算例2

算例2 参考文献[6]中带有边缺口的圆柱类试棒,如图6所示,其材料为35号钢,材料力学性能参数和疲劳性能参数均来自文献[6],构件模型左端固支,右端施加弯矩载荷,计算结果详见表2。

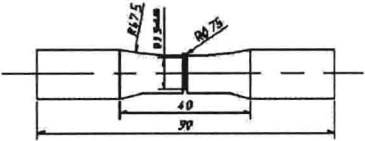


图6 带边缺口圆柱模型
Fig.6 Notched cylinder model

由表1和表2中的计算结果可以看出,随着载荷幅值的增加,原有场强法预测的寿命值与实验值相对误差变大,只有当载荷接近构件的疲劳极限时,预测值才与实验值较为接近。这种现象是必然的,因为原有场强模型中定义的损伤区域为以损伤半径 r_0 为半径的球形(圆形)区域,而两个算例中 r_0 的值均较小,可以近似认为损伤区域为一个点,因而原有的场强模型与传统的名义应力法相一致,名义应力法预测较大载荷水平下构件的疲劳寿命时与实际值误差较大,原有场强模型未能避免这种缺点。改进后的场强法避免了这种损伤场接近一个点的缺点,表1和表2的计算结果显示,从高寿命到低寿命区较大的载荷范围内,改进模型均可以较好