

30CrMnSiNi2A 合金钢含损伤结构剩余疲劳寿命分散性及其影响因素试验研究

崔荣洪, 李小涛, 曾仡露

(空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038)

摘要 为挖掘含损伤结构满足高可靠度要求下的剩余疲劳寿命潜力, 开展合金钢材料 30CrMnSiNi2A 含损伤结构剩余疲劳寿命测试试验, 对剩余疲劳寿命分散性及其影响因素进行分析。通过含预裂损伤与预置线切割损伤试验件在等幅谱载荷作用下的疲劳对比预试验分析结果, 简化正式试验流程。开展不同热处理工艺、不同载荷水平下含损伤结构剩余疲劳寿命定性分析试验。分析试验数据得出: 通过热处理工艺提高合金钢材料强度极限, 降低载荷水平, 可有效提升含损伤结构剩余疲劳寿命; 不同处理工艺及不同载荷水平条件下, 随损伤尺寸的增加, 剩余疲劳寿命分散系数差异增大; 在较大损伤尺寸下, 热处理后的含损伤结构试验件在低载荷水平下的剩余疲劳寿命分散性较低。降低热处理强化后的 30CrMnSiNi2A 合金钢含损伤结构载荷水平可有效提高满足可靠度要求的剩余疲劳安全寿命。

关键词 合金钢; 损伤; 剩余疲劳寿命; 分散系数; 强度极限; 载荷

DOI 10.3969/j.issn.2097-1915.2024.06.002

中图分类号 V215.5 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2024)06-0009-07

An Experimental Study of Dispersion of Residual Fatigue Life of Damage-Containing Structures of 30CrMnSiNi2A Alloy Steel and Its Influencing Factors

CUI Ronghong, LI Xiaotao, ZENG Yilu

(Aviation Engineering School, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract In order to explore the potential of residual fatigue life of damage-containing structures to meet the requirements of high reliability, the residual fatigue life test of damage-containing structures made of alloy steel material 30CrMnSiNi2A is carried out, and the residual fatigue life dispersion and its influencing factors are analyzed. The formal experiment procedures are simplified according to the results of fatigue comparison preliminary experiment test between pieces containing pre-cracked damage and pre-set wire-cut damage under equal amplitude spectral loading. The qualitative analysis of remaining fatigue life of damage-containing structures is performed under different heat treatment processes and different load levels. Test data analysis results show that the heat treatment process is able to improve the strength limit of alloy steel materials, reduce the load level, and effectively improve the remaining fatigue life of damage-containing structures. Under the conditions of different treatment processes and different load levels, with the

收稿日期: 2024-05-24

基金项目: 国家重点研发计划项目(2018YFF0214700)

作者简介: 崔荣洪(1982—), 男, 山东日照人, 副教授, 研究方向为结构健康监测、结构寿命预测与管理。E-mail: crh-1982@163.com

通信作者: 李小涛(1992—), 男, 甘肃武威人, 硕士生, 研究方向为航空装备可靠性与结构完整性。E-mail: 943668115@qq.com

引用格式: 崔荣洪, 李小涛, 曾仡露. 30CrMnSiNi2A 合金钢含损伤结构剩余疲劳寿命分散性及其影响因素试验研究[J]. 空军工程大学学报, 2024, 25(6): 9-15. CUI Ronghong, LI Xiaotao, ZENG Yilu. An Experimental Study of Dispersion of Residual Fatigue Life of Damage-Containing Structures of 30CrMnSiNi2A Alloy Steel and Its Influencing Factors[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2024, 25(6): 9-15.

increment of damage in size, the difference in the scattering factor of the remaining fatigue life increases. The damage being larger in size, the residual fatigue life of the heat-treated damage-containing structure test pieces under a low load level is lower, and the life dispersion is lower. By doing so, the remaining fatigue safety life can be effectively improved to meet the reliability requirements.

Key words alloy steel; damage; residual fatigue life; scatter factor; strength limit; load

飞机进行结构设计时,材料选用、制造工艺、装配等过程均存在不确定性。通过确定性损伤容限分析,采用定值方法对结构寿命进行评估具有其局限性。现代结构疲劳可靠度理论的重点是研究满足高可靠度要求条件下结构的疲劳寿命^[1]。常用实际结构疲劳试验所得个体中值寿命除以一定的分散系数,从而给出具有较高存活率和置信度的安全使用寿命。金属结构作为飞机的一种重要承力结构,及时发现结构裂纹、评定剩余安全寿命并进行安全监测对于挖掘飞机寿命潜力具有重要意义^[2]。

影响结构疲劳寿命及其分散性的因素较多^[3]。实际工程中疲劳相关的随机不确定性主要来源于材料性能、几何精度及外部载荷的综合影响^[4]。文献[5]研究了表层改性及应力集中对 18CrNiMo7-6 合金钢疲劳分散性的影响,指出随着应力集中的增加,疲劳分散性随之增加,表层改性工艺可有效降低疲劳寿命分散性。文献[6]考虑缺口结构不确定性建立了一套通用的概率疲劳寿命预测模型;文献[7]研究了缺陷对粉末冶金镍基高温合金 FGH96 的疲劳寿命分散性的影响,指出高应力水平下,表面的夹杂导致的裂纹使得疲劳分散性较大,而中低应力水平下,缺陷对疲劳分散性影响则很小;文献[8]研究了短裂纹的扩展规律及其特有的非扩展裂纹行为;文献[9]通过开展不同应力水平下疲劳试验,研究了疲劳裂纹尺寸的分散性;文献[10]通过对不同载荷作用下不同铝合金材料疲劳试验结果分析,得出不同铝合金材料疲劳寿命分散系数值不一定相同的结论;文献[11]研究了不同几何形状试样疲劳寿命分布,得出一般情况下 K_t 值越高,疲劳寿命分散性越小的结论;文献[12]研究了应力强度因子的变化对裂纹扩展速率分散性的影响。寿命预测或寿命评估不仅需要合理地分析结构的初始性能,还应分析损伤过程、裂纹扩展过程及载荷历程等^[13-14]。以上研究大多聚焦结构微观缺陷或结构应力集中等影响因素,也有不同载荷对疲劳寿命分散性的影响相关研究。然而,目前对于含宏观裂纹损伤结构剩余疲劳寿命分散性变化规律及影响因素却鲜有报道,导致对含裂纹损伤结构剩余疲劳寿命挖掘还不够充分。进一步研究含裂纹损伤结构剩余疲劳寿命分散性规

律及影响因素对于开展含损伤结构安全监测与寿命预测提供参考。

本文以飞机常用 30CrMnSiNi2A 合金钢材料作为研究对象,开展等幅谱载荷作用下含不同尺寸损伤试验件的剩余疲劳寿命测试试验。通过试验数据对比分析,研究含裂纹损伤合金钢结构疲劳寿命分散性规律及其影响因素,为工程损伤结构安全监测与寿命预测提供参考。本文创新点在于通过试验论证,简化了含裂纹损伤结构在研究剩余疲劳寿命分散性时的试验流程,定性研究了含裂纹损伤结构随损伤尺寸的增大剩余疲劳寿命分散性变化规律,分析了影响含损伤结构剩余疲劳寿命分散性的相关因素。

1 试验材料与方法

1.1 试验材料

超高强度钢具有较高的强度、足够的韧性、良好的抗疲劳性能及较低的疲劳裂纹扩展速率,但对缺口和氢脆(包括环境氢脆)较敏感,其主要用于高强度连接件和轴类零件等重要受力结构部件,如飞机起落架、机翼主梁、平尾大轴、直升机旋翼轴、接头和对接螺栓等^[15]。本文选用 30CrMnSiNi2A 超高强度钢,化学成分如表 1 所示。

表 1 30CrMnSiNi2A 超高强度钢化学成分

Tab. 1 Chemical composition of 30CrMnSiNi2A ultra-high strength steel

						%
C	Mn	S	P	Si	Cr	
0.3	0.95	0.009	0.021	0.97	0.95	
Ni	Cu	Mo	V	Ti	W	
1.58	0.20	0.09	0.01	0.016 8	0.02	

本试验设计狗骨头外形试件,并在试件中心位置开一个通孔,与拉伸方向垂直孔边两侧预置对称线切割损伤,带孔损伤试件具体的尺寸设计及试验件实物如图 1 所示。试验件如图 1(a)所示,不同线切割损伤尺寸试验件共计 100 件,其中对 70 件进行热处理工艺强化。测得试验件实际静强度(断裂极限) $\sigma=1\ 389.73\ \text{MPa}$,热处理工艺强化后试验件实际静强度 $\sigma=1\ 513.81\ \text{MPa}$ 。

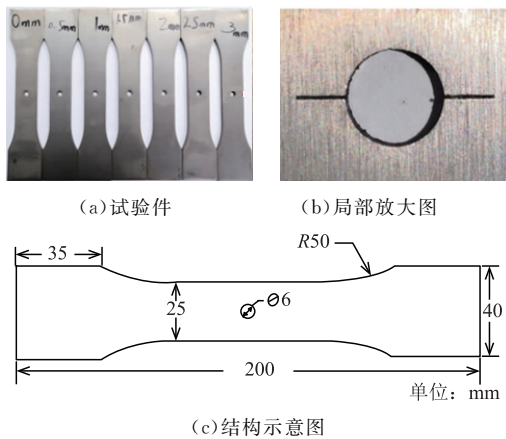


图1 合金钢带孔板试件、局部放大图及结构

Fig. 1 Alloy steel strip perforated plate specimen, local enlargement and structural schematics

试验件编组名称为预置线切割损伤尺寸+材料类型(备注)。例如试验件编号 0.5-C(1.5),表示预置线切割损伤为 0.5 mm 的合金钢试验件(C代表合金钢)预裂至 1.5 mm。

1.2 试验方法

在研究含裂纹损伤结构剩余疲劳寿命规律时,一般要求在预置线切割损伤的基础上进行预裂,以消除线切割工艺对材料局部性能及裂纹扩展的影响。但预裂损伤存在试验量大、试验数据记录难、测量引入误差大,花费的时间、人力和物力成本比较大等相关问题。线切割损伤疲劳试验量小、试验数据记录简单、测量引入误差小。为研究含裂纹损伤结构剩余疲劳寿命分散性变化规律,结合线切割损伤与预裂损伤在研究疲劳寿命分散性方面的优点,首先通过对比试验进行简化试验流程的可行性研究。如明确线切割损伤试验件剩余疲劳寿命分散性与预裂损伤试验件剩余疲劳寿命在不同损伤尺寸下的分散性变化规律一致,则通过大批量线切割损伤试验件进行试验,定性分析含裂纹损伤结构剩余疲劳寿命分散性变化规律及影响因素。

采用热处理工艺强化后的部分试验件进行验证试验。针对预置线切割 0.5 mm、1.5 mm、2.5 mm 及 3 mm 损伤试验件在所设计加载载荷下孔边单侧分别预裂至 1 mm 和 1.5 mm、2.5 mm、3 mm、4 mm 损伤尺寸,使用光学显微镜对已标记试验件进行实时观察,获取预裂至指定损伤尺寸试验件疲劳寿命数据。试验现场及电子放大镜观察裂纹预裂截图如图 2 所示。

试验件的疲劳加载由 MTS-810-500 疲劳试验机实施,加载谱形为正弦等幅谱。根据材料断裂极限确定载荷大小及加载频率。通过预实验确定试验

高载荷水平, $F_{\max} = 29.52 \text{ kN}$, $F_{\min} = 1.78 \text{ kN}$ 。低载荷水平, $F_{\max} = 14.76 \text{ kN}$, $F_{\min} = 0.88 \text{ kN}$ 。加载频率均为 15 Hz。

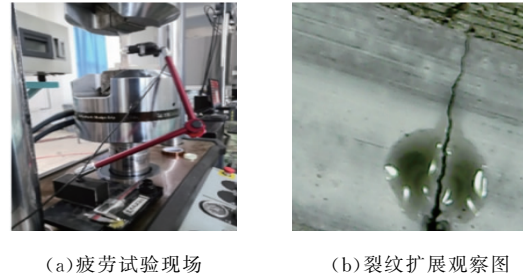


图2 疲劳试验现场及放大镜观察截图

Fig. 2 Screenshot of fatigue test site and magnifying glass observation

含损伤结构剩余疲劳寿命分散性变化规律及影响因素试验研究采用单一变量法。在载荷相同(低载荷水平)条件下,研究热处理工艺前后不同强度极限下损伤结构件剩余疲劳寿命分散性变化及差异;同一强度极限条件下($\sigma = 1\ 513.81 \text{ MPa}$),研究不同载荷水平下损伤结构件剩余疲劳寿命分散性变化及差异。综合分析含裂纹损伤结构剩余疲劳寿命分散性变化规律及影响因素。

2 结果与分析

2.1 数据统计处理

根据试验方案,完成不同热处理工艺、不同载荷、不同损伤尺寸试验件剩余疲劳寿命测试与分析工作。未经热处理工艺强化合金钢试验件在低载荷作用下剩余疲劳寿命试验数据如表 2 所示。

表 2 未经热处理工艺强化合金钢试验件在低载荷作用下剩余疲劳寿命试验值

Tab. 2 Test value of residual fatigue life of test pieces of alloy steel not strengthened by heat treatment process under low load

编号	0.5-C	2-C	3-C
1	20 806	9 910	5 717
2	24 713	9 571	4 727
3	24 290	8 862	4 966
4	24 987	8 057	5 349
5	22 233	9 136	5 058
6	21 873	10 632	5 684
7	23 762	10 023	5 928
8	26 222	10 375	4 966
9	25 644	9 765	5 325
10	24 273	10 040	4 526

经热处理工艺强化合金钢试验件在不同载荷作用下剩余疲劳寿命试验数据如表 3 所示。

表 3 经热处理工艺强化合金钢试验件在不同载荷作用下剩余疲劳寿命试验值

Tab. 3 Test values of remaining fatigue life of alloy steel test pieces strengthened by heat treatment process under different loads

载荷	编号	剩余疲劳寿命/次									
高载荷	1-C	5 369	5 052	5 246	5 154	3 823	5 371	5 096	5 600	5 150	5 144
	1.5-C	3 543	3 607	3 290	3 692	3 185	3 893	4 093	3 619	4 420	3 807
	2.5-C	2 664	1 855	2 522	1 971	2 627	2 446	2 786	2 291	1 907	2 298
	3-C	1 069	1 572	1 702	2 100	1 422	1 984	1 354	1 833	2 023	1 396
低载荷	1-C	33 972	28 636	28 251	27 124	27 987	30 617	28 772	28 574	25 290	29 355
	1.5-C	33 272	28 636	28 251	27 124	27 987	30 617	28 772	28 574	25 290	29 355
	2.5-C	20 069	20 801	20 756	20 995	20 470	20 777	21 831	18 450	21 659	20 152

在试验材料 $\sigma = 1\ 513.81\ \text{MPa}$, 载荷 $F_{\max} = 29.52\ \text{kN}$ 、 $F_{\min} = 1.78\ \text{kN}$ 条件下, 完成并记录试验件裂纹扩展至指定损伤尺寸后的剩余疲劳寿命测试试验, 获取试验数据如表 4 所示。

表 4 预裂至指定损伤尺寸后试验件剩余疲劳寿命

Tab. 4 Remaining fatigue life of test pieces after pre-cracking to specified damage size

序号	次			
	0.5-C(1)	0.5-C(1.5)	1.5-C(2.5)	2.5-C(3)
1	4 741	3 257	1 101	1 472
2	3 981	2 909	1 175	578
3	4 758	2 842	1 363	1 265
4	3 246	3 044	1 642	905
5	3 833	1 996	1 369	1 181
6	4 975	3 269	1 317	1 238
7	4 611	1 888	2 004	1 438
8	4 235	3 451	1 636	981
9	3 307	2 729	2 202	852
10	3 569	2 119	1 870	1 045

文献[16]已采用小子样 ($n < 50$) 的方法, 对母体分布进行检验, 表明含预置损伤结构疲劳寿命服从对数正态分布。根据格拉布斯准则[17], 对异常数据进行取舍。根据所计算变异系数, 进行最小试件

表 5 不同类型损伤试验件剩余疲劳寿命均值及分散系数值

Tab. 5 Mean values of residual fatigue life and coefficient of dispersion for different types of damage test specimens

损伤尺寸/mm	寿命均值		寿命标准差		寿命分散系数	
	预裂裂纹损伤	线切割损伤	预裂裂纹损伤	线切割损伤	预裂裂纹损伤	线切割损伤
1	4 126	5 101	0.068 0	0.014 3	1.755 4	1.755 4
1.5	2 750	3 715	0.095 2	0.042 0	2.198 5	1.416 4
2.5	1 568	2 337	0.100 4	0.063 6	2.295 5	1.692 6
3	1 241	1 646	0.122 4	0.093 9	2.752 4	2.173 8

2.2 线切割损伤与预裂裂纹损伤结构剩余疲劳寿命数据对比分析

根据表 5 数据画出剩余疲劳寿命均值随损伤尺寸变化曲线图, 如图 3 所示。观察得出, 不同类型损

数检验。

当名义上相同的金属结构受到相同的环境、载荷和应力水平时, 疲劳寿命也会存在明显的分散性, 为研究飞机结构安全寿命, 通常会对试验结果应用分散系数进行分析[11]。本文采用同一载荷谱下同型飞机结构疲劳寿命按照服从对数正态分布时的结构分散系数计算公式[18]:

$$L_f = 10 \left[\frac{u_\gamma}{L_{\min}} - u_p \right]^{ks} \quad (1)$$

式中: L_f 为疲劳分散系数; u_γ 为由显著性水平 γ 确定的标准正态分布上 γ 分位点; n 为样本容量; u_p 为由可靠度 P 确定的标准正态分布的上 P 分位点; k 为标准差修正系数。式中考虑了可靠度、样本容量及置信度等因素, 结构分散系数一般对应着 99.9% 的可靠度和 90% 的置信度[19]。

为反应不同类型损伤及不同尺寸下试验件剩余疲劳寿命变化情况, 分别计算疲劳寿命均值和标准差。同时, 考虑寿命分布、标准差及可靠性要求[20], 通过式(1)对分散系数进行计算。根据表 3、表 4 剩余疲劳寿命试验数据, 对高强度极限高载荷水平条件下, 不同损伤类型疲劳寿命均值、标准差及分散系数进行计算, 结果如表 5 所示。

伤, 剩余疲劳寿命均值随损伤尺寸的增大而减小的趋势相同。相同损伤尺寸下, 预置损伤对应剩余疲劳寿命均值均大于预裂损伤剩余疲劳寿命均值。根据疲劳寿命累加原理, 结果符合预期。

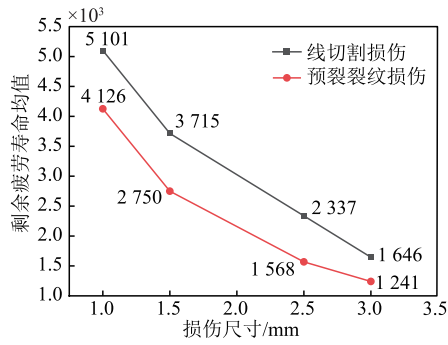


图 3 剩余疲劳寿命随损伤状态变化曲线

Fig. 3 Variation of residual fatigue life with damage state

不同损伤尺寸试验件疲劳断口如图 4 所示。疲劳裂纹源均从损伤处产生,疲劳扩展区比较光滑,瞬断区产生斜断面。除未预置线切割损伤试验件瞬断区较大外,含损伤试验件瞬断区尺寸大体相当。主要因疲劳扩展区的不同而出现疲劳寿命均值不同的现象。随损伤尺寸的增大,疲劳扩展区减小,从而剩余疲劳寿命减小。

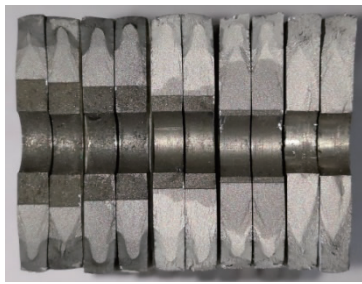


图 4 不同线切割损伤尺寸试验件疲劳断裂断口

Fig. 4 Fatigue fracture fracture diagrams of test pieces with different wire-cut damage sizes

根据表 5 计算标准差数据,绘制不同类型损伤试验件剩余疲劳寿命标准差随损伤尺寸变化曲线,结果如图 5 所示。

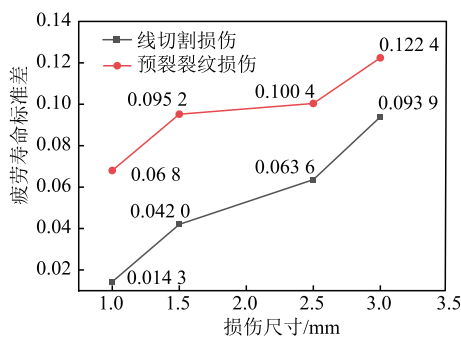


图 5 不同类型损伤剩余疲劳寿命标准差随损伤状态变化曲线

Fig. 5 Variation of standard deviation of residual fatigue life with damage state for different types of damages

根据表 5 计算分散系数数据,绘制不同类型损伤试验件剩余疲劳寿命分散系数随损伤尺寸变化曲线,结果如图 6 所示。

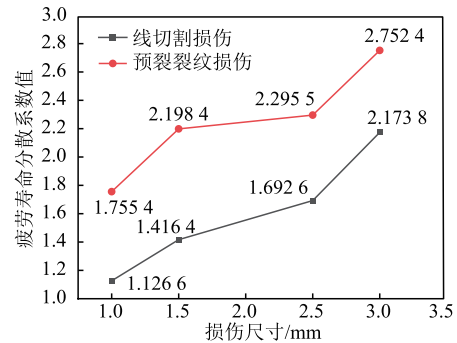


图 6 不同类型损伤剩余疲劳寿命分散系数随损伤状态变化曲线

Fig. 6 Variation of the dispersion coefficients of the remaining fatigue life of different types of damage with damage states

由标准差及分散系数随损伤尺寸变化曲线图可以看出,随不同类型损伤尺寸的增加,标准差及分散系数值均增大。同时,预置损伤试验件剩余疲劳寿命标准差及分散系数值均较小。而预裂相同损伤后的剩余疲劳寿命标准差及分散系数值均较大。

通过对比分析试验验证,采用本文标记观测方法得出的预裂损伤试验件剩余疲劳寿命分散性均大于相同尺寸线切割损伤试验件剩余疲劳寿命分散性。不同类型损伤试验件剩余疲劳寿命分散性随损伤尺寸增加而升高的变化规律相同。

2.3 合金钢含损伤结构剩余疲劳寿命变化及影响因素分析

根据上文试验数据分析,合金钢预裂损伤试验件与预置损伤试验件随损伤尺寸的变化而剩余疲劳寿命及其分散性变化规律相同。因此,为定性研究影响含裂纹损伤结构剩余疲劳寿命及其分散性的影响因素,对不同条件下预置线切割损伤试验件剩余疲劳寿命测试数据进行分析。

根据表 2、表 3 数据,计算不同条件下损伤试验件剩余疲劳寿命均值,结果如图 7 所示。由图 7 可知不同条件下,含损伤 30CrMnSiNi2A 合金钢结构剩余疲劳寿命均值均会随损伤尺寸的增大而减小。相同损伤尺寸下,高强度极限材料在高载荷水平下,剩余疲劳寿命均值最低。而高强度极限材料在低载荷水平下,剩余疲劳寿命最高。在相同载荷水平下,高强度极限材料剩余疲劳寿命均值更高。由此可知,无论是通过热处理工艺提高材料自身属性强度极限还是降低作用于含损伤结构上的载荷水平,二者均可大幅提高含损伤结构剩余疲劳寿命。

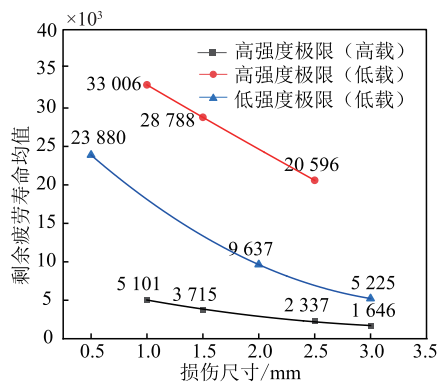


图7 不同条件下含损伤结构剩余疲劳寿命均值

Fig. 7 Mean values of remaining fatigue life of damage-containing structures under different conditions

根据表2、表3试验数据,对不同线切割损伤尺寸合金钢试验件在不同条件下获取的剩余疲劳寿命试验数据进行分析处理,分析处理过程同上。计算得到分散系数值如图8所示。

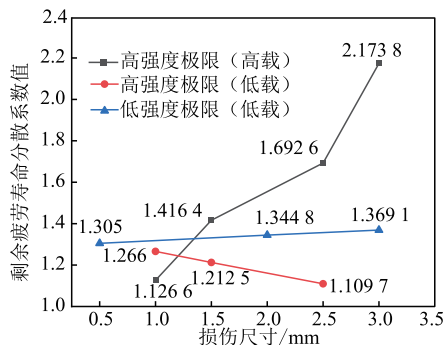


图8 不同损伤大小试验件剩余疲劳寿命分散性变化曲线

Fig. 8 Variation curve of dispersion of residual fatigue life of test pieces with different damage sizes

由图8可知,不同条件下,随着损伤尺寸的增加分散性差异增大。对比分析在不同载荷作用下,热处理前后含损伤结构试验件剩余疲劳寿命分散性变化规律。由折线图可知,30CrMnSiNi2A合金钢材料在相同强度极限条件下,降低载荷水平可以降低含损伤结构剩余疲劳寿命分散性。相同载荷水平下,强度极限高的材料含损伤结构剩余疲劳寿命分散性更低。

3 结论

1)随损伤尺寸的增加,线切割损伤试验件与预裂损伤试验件相比较,剩余疲劳寿命均值、标准差及疲劳分散性变化规律一致;较预裂损伤试验件,相同损伤尺寸下线切割损伤试验件剩余疲劳寿命较高而标准差及分散系数值较小。可利用线切割损伤模拟裂纹损伤,简化实验流程用以研究含裂纹损伤结构剩余疲劳寿命分散性变化规律。

2)不同强度极限试验件在不同载荷水平作用条件下,随损伤尺寸的增加,剩余疲劳寿命分散性差异增大;在较大损伤尺寸下,降低具备较高强度极限30CrMnSiNi2A合金钢含损伤结构作用载荷水平可以有效提高其剩余疲劳寿命均值,降低其剩余疲劳寿命分散性。

参考文献

- [1] 杜永恩. 概率损伤容限分析体系及其关键技术的研究[D]. 西安:西北工业大学,2014.
DU Y E. Research on Probabilistic Damage Tolerance Analysis System and Its Key Technology[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University,2014. (in Chinese)
- [2] 金甲. 铝合金缺口件疲劳载荷谱低载巴氏等效[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.
JIN J. Fatigue Load Spectrum of Aluminum Alloy Notched Parts with Low Load Barotropic Equivalent [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2015. (in Chinese)
- [3] KIM S,JEONG D,SUNG H. Reviews on Factors Affecting Fatigue Behavior of High-Mn Steels[J]. Metals and Materials International,2018,24:1-14.
- [4] 赵丙峰,廖鼎,朱顺鹏,等. 机械结构概率疲劳寿命预测研究进展[J]. 机械工程学报,2021,57(16):173-184.
ZHAO B F,LIAO D,ZHU S P, et al. Research Progress on Probabilistic Fatigue Life Prediction of Mechanical Structures[J]. Journal of Mechanical Engineering,2021,57(16):173-184. (in Chinese)
- [5] 王刚,韩晓宋,张悦,等. 表层改性及应力集中对18CrNiMo7-6合金钢疲劳分散性的影响[J]. 钢铁,2023,58(8):202-211.
WANG G,HAN X S,ZHANG Y, et al. Effects of Surface Modification and Stress Concentration on Fatigue Dispersion of 18CrNiMo7-6 Alloy Steel [J]. Steel,2023,58(8):202-211. (in Chinese)
- [6] 张红顺,李潇,杨殿斌. 缺口结构寿命分散性与疲劳可靠性设计方法[J]. 农业机械与装备,2023,54(6):148-150.
ZHANG H S,LI X,YANG D B. Design Method for Life Dispersion and Fatigue Reliability of Notched Structures [J]. Agricultural Machinery and Equipment,2023,54(6):148-150. (in Chinese)
- [7] 苗国磊,杨晓光,石多奇. 粉末冶金镍基高温合金FGH96高温疲劳寿命分散性特征[J]. 航空动力学报,2017,32(2):424-428.
MIAO G L,YANG X G,SHI D Q. Dispersion Characteristics of High-Temperature Fatigue Life of Powder Metallurgy Nickel-Based High-Temperature Alloy

- FGH96[J]. *Journal of Aerospace Dynamics*, 2017, 32(2):424-428. (in Chinese)
- [8] 秦建兵. 金属材料疲劳短裂纹扩展研究综述[J]. *航空工程进展*, 2019, 10(2):247-254, 269.
- QIN J B. A Review of Research on Fatigue Short Crack Extension in Metallic Materials[J]. *Advances in Aeronautical Engineering*, 2019, 10(2):247-254, 269. (in Chinese)
- [9] 王绪虎, 王火平, 王东飞, 等. 2024-T62 铝合金疲劳裂纹扩展试验数据的统计分析[J]. *机械强度*, 2019, 41(3):611-617.
- WANG X H, WANG H P, WANG D F, et al. Statistical Analysis of Fatigue Crack Extension Test Data of 2024-T62 Aluminum Alloy[J]. *Mechanical Strength*, 2019, 41(3):611-617. (in Chinese)
- [10] DUQUESNAY D L, UNDERHILL P R. Fatigue Life Scatter in 7xxx Series Aluminum Alloys[J]. *International Journal of Fatigue*, 2010, 32(2):398-402.
- [11] STRZELECKI P. Scatter of Fatigue Life Regarding Stress Concentration Factor[J]. *Procedia Structural Integrity*, 2018, 13:631-635.
- [12] MOLENT L, JONES R. The Influence of Cyclic Stress Intensity Threshold on Fatigue Life Scatter[J]. *International Journal of Fatigue*, 2016(82):748-756.
- [13] 白鑫. 机械结构部件疲劳断裂概率方法研究[D]. 沈阳: 东北大学, 2017.
- BAI X. Research on the Method of Fatigue Fracture Probability of Mechanical Structure Components[D]. Shenyang: Northeastern University, 2017. (in Chinese)
- [14] WANG C, ZHU T, YANG B, et al. Remaining Useful Life Prediction Framework for Crack Propagation with a Case Study of Railway Heavy Duty Coupler Condition Monitoring[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2023, 230:108915.
- [15] 郭广平, 丁传富. 航空材料力学性能检测[M]. 北京: 机械工业出版社, 2017.
- GUO G P, DING C F. *Mechanical Property Testing of Aerospace Materials*[M]. Beijing: Machinery Industry Press, 2017. (in Chinese)
- [16] 李小涛, 崔荣洪, 李哲. 不同损伤尺寸铝合金结构疲劳寿命分散性研究[J]. *航空工程进展*, 2023, 14(5):54-60.
- LI X T, CUI R H, LI Z. Fatigue Life Dispersion of Aluminum Alloy Structures with Different Damage Sizes[J]. *Progress in Aeronautical Engineering*, 2023, 14(5):54-60. (in Chinese)
- [17] 赵海霞, 周少娜, 肖化. 四种判别粗大误差准则的比较与讨论[J]. *大学物理实验*, 2017, 30(5):105-107.
- ZHAO H X, ZHOU S N, XIAO H. Comparison and Discussion of Four Discriminative Gross Error Criteria[J]. *University Physics Experiments*, 2017, 30(5):105-107.
- [18] 何宇廷. 飞机结构寿命控制原理与技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2017:251-260.
- HE Y T. *Principles and Techniques of Aircraft Structural Life Control*[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2017:251-260. (in Chinese)
- [19] 高镇同, 熊峻江. 疲劳可靠性[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2000.
- GAO Z T, XIONG J J. *Fatigue Reliability*[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2000. (in Chinese)
- [20] 李玉海, 王成波, 陈亮, 等. 先进战斗机寿命设计与延寿技术发展综述[J]. *航空学报*, 2021, 42(8):50-76.
- LI Y H, WANG C B, CHEN L, et al. A Review on the Development of Advanced Fighter Life Design and Life Extension Technology[J]. *Journal of Aeronautics*, 2021, 42(8):50-76. (in Chinese)

(编辑: 陈斐)