

文章编号: 1674-8190(2023)05-054-07

不同损伤尺寸铝合金结构疲劳寿命分散性研究

李小涛, 崔荣洪, 李哲

(空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

摘要: 飞机损伤结构疲劳寿命分散系数是分析损伤结构疲劳寿命分散程度的重要参数。针对飞机常用铝合金材料, 开展预置损伤试验件疲劳测试。采用相关系数比较法, 判断损伤结构剩余疲劳寿命分布类型; 通过断口观察和数据统计处理, 分析损伤与疲劳寿命关系及含损伤结构剩余疲劳寿命分散性规律。结果表明: 含损伤结构剩余疲劳寿命更加符合威布尔分布; 含预置损伤结构较未预置损伤结构疲劳寿命下降明显, 随预置损伤尺寸增加, 结构剩余疲劳寿命逐步降低, 剩余疲劳寿命分散性增大, 不同初始损伤结构疲劳寿命分散性差异较大。本研究为建立飞机不同损伤尺寸铝合金结构疲劳寿命分散系数模型提供参考依据。

关键词: 损伤; 疲劳测试; 剩余疲劳寿命; 威布尔分布; 分散性

中图分类号: V215.5

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.05.07

Study on fatigue life dispersion of aluminum alloy structures with different damage sizes

LI Xiaotao, CUI Ronghong, LI Zhe

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

Abstract: Fatigue life scatter factor of damaged aircraft structures is an important parameter to analyze their fatigue life dispersion degree. The fatigue test of prefabricated damage test pieces is carried out for aluminum alloy materials commonly used in aircraft manufacturing. The distribution type of residual fatigue life of damaged structures is determined by correlation coefficient comparison method. The relationship between damage and fatigue life and the dispersion of residual fatigue life of damaged structures are analyzed through fracture observation and statistical data processing. The results show that the residual fatigue life of damaged structures is more subject to Weibull distribution. The fatigue life of structures with preset damage decreases significantly than that of structures without preset damage. With the increase of preset damage size, the residual fatigue life of structures gradually decreases, and the residual fatigue life dispersion increases. The fatigue life dispersion difference of structures with different initial damage is great. The present work provides a reference for establishing fatigue life scatter factor models of aluminum alloy structures with different damage sizes.

Key words: damage; fatigue test; residual fatigue life; Weibull distribution; dispersion

收稿日期: 2023-07-15; 修回日期: 2023-10-12

通信作者: 崔荣洪, crh-1982@163.com

引用格式: 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 Xiaotao, CUI Ronghong, LI Zhe. Study on fatigue life dispersion of aluminum alloy structures with different damage sizes[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(5): 54-60. (in Chinese)

0 引言

飞机的使用期限(服役/使用寿命)主要由飞机结构的使用期限决定。我国飞机设计遵循包括结构强度(静、动强度)、刚度、损伤容限、安全寿命(疲劳)或经济寿命(耐久性)的结构完整性设计要求。目前耐久性设计概念仍是一种较新的方法,还有待于在今后的实践中进一步发展和完善^[1]。针对现役飞机结构关键件,在其产生裂纹后,由于对其剩余寿命不够了解,常导致构件大修或提前退役,造成资源的浪费^[2]。

构件的疲劳寿命通常被分为裂纹的形成寿命和裂纹的扩展寿命两个部分。按损伤容限设计的结构,在含损伤结构失效以前依然有足够的寿命。研究航空材料结构损伤对疲劳寿命的影响可以提高航空器的安全性,降低维护成本,通过预测性能的变化制定合理的维修计划。另外,开展含损伤结构剩余疲劳寿命分散性研究,为进一步确定含裂纹损伤结构剩余疲劳寿命分散系数,分析含损伤结构疲劳寿命规律具有重要意义。

万文娟等^[3]对铸造TiAl合金进行了单一应力下的疲劳测试,结果表明疲劳寿命集中分布在长、短两个寿命区间内,分析得出同类型裂纹源失效试样疲劳寿命差别较小,疏松孔洞是试样寿命处于短寿命区的主要原因;M. Shirani等^[4]、A. Fjeldstad等^[5]指出,缺陷通常可视作预先存在的裂纹,疲劳寿命主要由其裂纹扩展决定,获得部件缺陷的位置和尺寸,使用损伤容限方法可评估其疲劳寿命。当前对裂纹扩展特性、广布疲劳损伤等研究较多,对飞机典型金属含裂纹损伤结构的剩余疲劳寿命分散性研究仍需补充。

本文选取飞机上常用铝合金为研究对象,设计加工中心穿透损伤试样测试试验件,开展等幅谱载荷作用下的剩余疲劳寿命测试及不同损伤状态的疲劳寿命对比试验;通过断口观察和数据统计处理,分析损伤与疲劳寿命之间的关系,判断损伤结构剩余疲劳寿命分布类型,定量分析含裂纹损伤结构剩余疲劳寿命分散性规律,以期建立飞机损伤结构剩余疲劳寿命分散系数模型、开展飞机损伤结构件寿命分析提供参考依据。

1 试验对象与方法

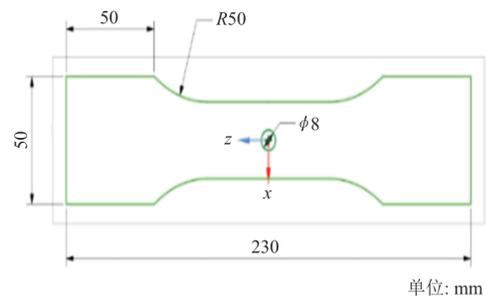
1.1 试验对象

疲劳破坏是在交变载荷作用下,在高应力或

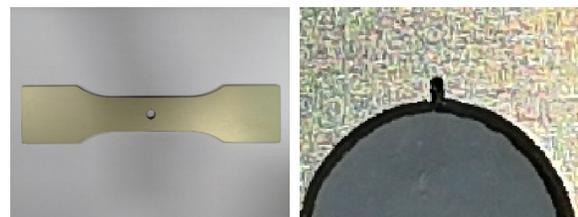
高应变的局部区域产生,形成裂纹或完全断裂的一种结构失效形式。构件的疲劳裂纹萌生位置一般位于结构上的内圆角、亚表面的夹杂物等应力集中处或构件表面,开展航空含孔结构件疲劳寿命研究具有实际应用价值^[6]。

对于含大尺度宏观裂纹损伤的结构,其宏观裂纹损伤对结构疲劳分散性的影响远超过微观初始缺陷带来的影响。含裂纹结构试样相当于缺口半径为0的缺口试样^[7],对于金属材料可通过切割等方法在标准拉伸试件上制造一个初始裂纹损伤,通过测量裂纹的扩展速率和寿命,可以评估材料的疲劳性能和疲劳寿命。

7075铝合金作为飞机结构应用最早和最广的超硬铝^[8],当前该材料结构损伤问题比较突出。因此本文选取该铝合金材料为研究对象,设计加工中心穿透损伤试样测试试验件。制成标准试验件15件,尺寸如图1(a)所示,预置1 mm损伤、3 mm损伤、5 mm损伤试验件各15件,共计60件试验件。其中1 mm预置损伤试验件如图1(b)~图1(c)所示。



(a) 试验件尺寸



(b) 试验件实物图

(c) 局部放大图

图1 试验件及局部放大图

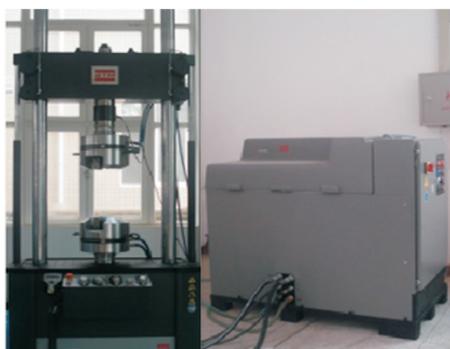
Fig. 1 Test piece and partial enlargement

1.2 试验方法

本文进行实验室条件下的疲劳试验,通过开展等幅谱载荷作用下的剩余疲劳寿命测试,进行

不同损伤状态的疲劳寿命对比试验,以确定含损伤结构剩余疲劳寿命规律。试验件的疲劳加载由 MTS-810-500 kN 疲劳试验机实施,加载谱形为正弦等幅谱,根据材料屈服极限及试件大小确定采用载荷大小为: $F_m=5.61$ kN, $F_a=4.98$ kN,加载频率为 15 Hz。

疲劳试验断口经过切割、清洗及干燥后通过蔡司 EVO 10 扫描电镜进行观察,结合疲劳试验结果分析损伤对疲劳寿命的影响。本文试验所用主要仪器设备如图 2 所示。



(a) MTS-810-500 kN 疲劳试验机



(b) 蔡司 EVO 10 扫描电镜

图 2 主要试验用仪器

Fig. 2 Main test instrument

2 试验数据处理与分析

2.1 断口分析与组织观察

金属疲劳破坏过程一般分为裂纹(成核)形成过程、裂纹扩展过程和裂纹扩展到临界尺寸的快速(不稳定)断裂过程。预置 1 mm 裂纹损伤试验件的疲劳断裂断口如图 3 所示,可以看出:裂纹源位于预置损伤缺口处,表面较为光滑;裂纹扩展区

垂直裂纹扩展方向,裂纹扩展中心快两侧慢,裂纹前沿形成一定角度,裂纹沿着试件中应力集中区域的方向扩展;裂纹扩展到临界值,产生失稳断裂,断裂区断裂面与拉伸方向成 45° ,断面粗糙;疲劳破坏各区域特征比较明显。

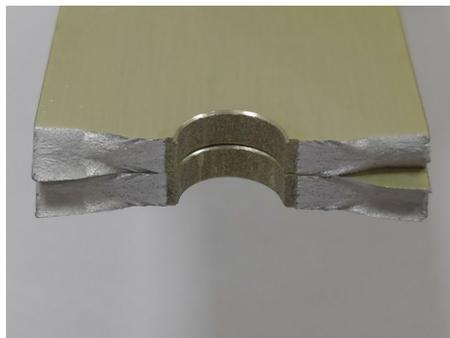
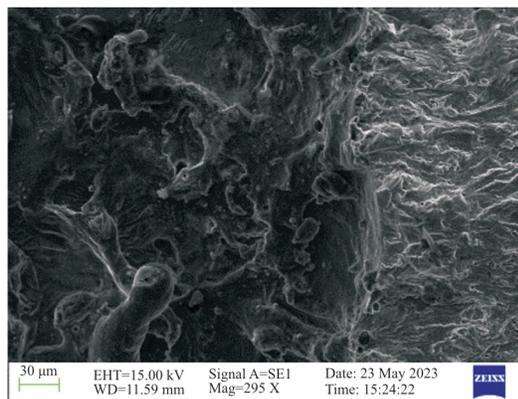
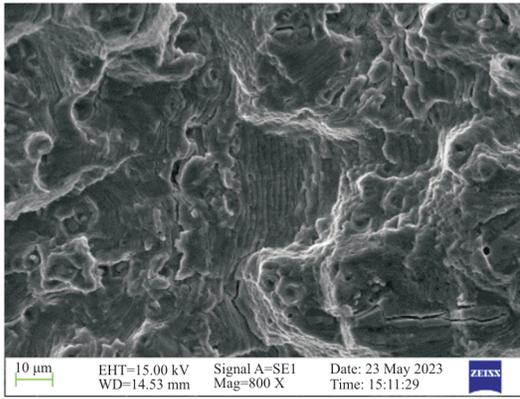


图 3 预置 1 mm 裂纹损伤试验件疲劳断裂断口
Fig. 3 Fatigue fracture of prefabricated 1 mm crack damage test piece

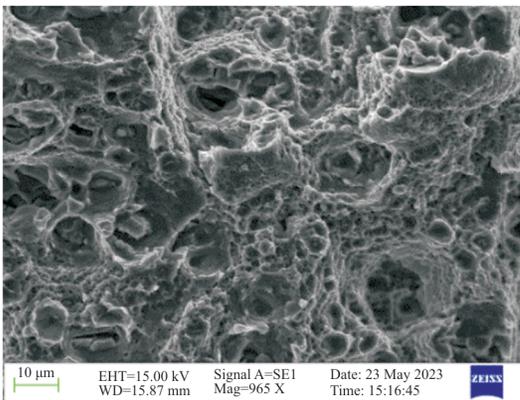
通过扫描电镜观察,得到断口微观图如图 4 所示,可以看出:裂纹萌生区较为平整,裂纹扩展区存在明显疲劳条带,瞬断区存在大量明显韧窝。通常,在循环载荷作用下,结构的名义应力小于屈服应力时,结构局部已进入塑性,零部件的疲劳强度取决于局部的应力应变状态,因此应力集中部位是结构的疲劳薄弱环节,其控制了结构的疲劳寿命^[9]。在孔边缘,由于应力集中的作用,与载荷垂直的方向上往往会出现应力应变最大点,在疲劳载荷作用下,易于发生疲劳破坏^[6]。含损伤结构损伤处应力集中表现更为严重,疲劳裂纹从损伤处产生,疲劳破坏依然包括裂纹产生、裂纹稳定扩展及失稳断裂过程。



(a) 疲劳源



(b) 疲劳区



(c) 瞬断区

图 4 断口微观图

Fig. 4 Microscopic diagram of the fracture

应力集中对疲劳强度有显著影响,应力集中系数用于量化应力集中的程度,而对疲劳强度影响程度由疲劳强度降低系数 K_f (有效疲劳应力集中系数/疲劳缺口系数)决定。通常将系数 K_f 与基准材料在无缺口情况下的疲劳寿命进行比较,从而评估缺口对疲劳寿命的影响^[10],可量化进行进一步分析。

2.2 数据预处理

通过疲劳试验所获取试验件疲劳寿命如表 1 所示。

1) 异常数据取舍。实验次数不一样时,不同的准则有不同的精度。对数据进行处理时,需要根据测量次数选择合适的数据剔除准则。本文通过实验获得 15 组数据,因此采用“格拉布斯准则”作为确定取舍的准则^[11]。

根据格拉布斯准则:在一组 n 个观测值中,若

统计量 $G_m > G(n, a)$, 则可疑值 x_m 为异常值,须剔除^[12-13]。

表 1 疲劳寿命
Table 1 Fatigue life

序号	疲劳寿命/周期			
	预置损伤 0 mm	预置损伤 1 mm	预置损伤 3 mm	预置损伤 5 mm
1	24 361	3 618	1 479	306
2	29 071	3 594	1 325	340
3	21 862	3 542	1 401	354
4	21 262	3 648	1 330	349
5	25 421	3 464	1 376	351
6	27 472	3 775	1 424	538
7	27 312	3 662	1 208	357
8	27 297	3 584	1 318	506
9	26 316	3 727	1 341	462
10	26 509	3 749	1 416	339
11	25 968	3 757	1 251	268
12	26 335	3 476	1 136	289
13	25 297	3 615	1 167	270
14	26 679	3 509	1 164	293
15	29 224	3 536	1 352	283

$$G_m = \frac{|x_m - \bar{x}|}{S} > G(n, a) \quad (1)$$

式中: $G(n, a)$ 为统计量的临界值,根据测量次数和取定的显著水平 α (本文取 0.1),通过查格拉布斯临界值表可知临界值 $G(n, a) = 2.247$ 。通过计算所做实验获取的实验数据无异常值。

2) 最小试件数检验。以 $1 - \gamma$ 为置信度,相对误差不超过 $\pm \delta$,则可求出最小观测值的个数。通过计算所做实验获取的实验数据大于最小观测值个数 3 个的要求。

$$C_v = \frac{s}{\bar{x}} = \frac{\delta \sqrt{n}}{t_{\gamma/2}(n-1)} \quad (2)$$

式中: δ 为绝对值的相对误差限度; $t_{\gamma/2}(n-1)$ 为 $t(n-1)$ 分布的上 $\gamma/2$ 分位点。

2.3 分布检验及分散系数计算

大量的统计分析表明,疲劳寿命大都服从正态分布(包括对数正态分布)和威布尔分布^[14]。根据无论用正态概率纸还是威布尔概率纸作 $P-N$ 图时都要进行直线拟合的特点,采用比较相关系数大小来识别寿命分布类型^[15]。

对于一元线性回归自由度,取一适当的置信水平 α ,可查出相关系数的标准值,如计算的相关系数 $|R| > R_{\text{标}}$,则线性相关关系存在。 $|R|$ 越接近1.0,线性相关程度越高。飞机结构一般要求90%

的置信度及99.9%的存活率,本文根据不同分布分别计算了在此条件下的安全寿命。

通过MATLAB编程进行求解,最终计算结果如表2所示。

表2 试验件疲劳寿命分布类型及相关数值计算结果
Table 2 Fatigue life distribution types of test pieces and related numerical results

试件类型 (损伤大小/mm)	分布类型	分布 变量	均值 μ	标准差 σ	相关系数 R	安全寿命 ($p=99.9\%$)/周期
0	正态分布	x_i	2.6026×10^4	2.2266×10^3	0.9490	1.7745×10^4
0	对数正态分布	$\log_{10} x_i$	4.4138	0.0387	0.9352	1.8616×10^4
0	威布尔分布	x_i	2.6026×10^4	2.2266×10^3	0.9699	1.6371×10^4
1	正态分布	x_i	3.6171×10^3	102.0633	0.9877	3.2375×10^3
1	对数正态分布	$\log_{10} x_i$	3.5582	0.0122	0.9881	3.2559×10^3
1	威布尔分布	x_i	3.6171×10^3	102.0633	0.9889	3.4328×10^3
3	正态分布	x_i	1.3125×10^3	105.1101	0.9776	921.6290
3	对数正态分布	$\log_{10} x_i$	3.1168	0.0354	0.9725	966.4973
3	威布尔分布	x_i	1.3125×10^3	105.1101	0.9796	841.5750
5	正态分布	x_i	353.6667	84.0193	0.9200	41.1990
5	对数正态分布	$\log_{10} x_i$	2.5384	0.0948	0.9479	153.3430
5	威布尔分布	x_i	353.6667	84.0193	0.9511	221.2097

对于军用飞机,在同一载荷谱下同型飞机结构疲劳寿命通常按照服从对数正态分布处理,则结构分散系数^[16]如式(3)所示,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。

$$L_f = 10^{\left(\frac{u_\gamma}{\sqrt{n}} - u_p\right)k} \quad (3)$$

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上的 P 分位点; k 为标准差修正系数。

按式(3)计算分散系数,结果如表3所示。

表3 剩余疲劳寿命分散性计算数值
Table 3 Residual fatigue life dispersion calculated value

试件类型 (损伤大小/mm)	有效试 件数	对数标准差	分散系数 (实际试件数)
0	15	0.038709459	1.365477669
1	15	0.012240589	1.103517667
3	15	0.035380533	1.329383958
5	15	0.094843946	2.145198309

2.4 计算结果分析

对分散性计算统计数据进行分析,预置1mm损伤铝合金试件剩余疲劳寿命平均值为 3.61×10^3 ,未预置损伤铝合金疲劳寿命平均值为 2.60×10^4 ,后者为前者的7.2倍,说明预置损伤对铝合金疲劳寿命影响较大。不同损伤状态试件的剩余疲劳寿命如图5所示,可以看出:随预置裂纹损伤的增加,剩余疲劳寿命逐渐减小,不同损伤状态结构剩余疲劳寿命大小相差较小。

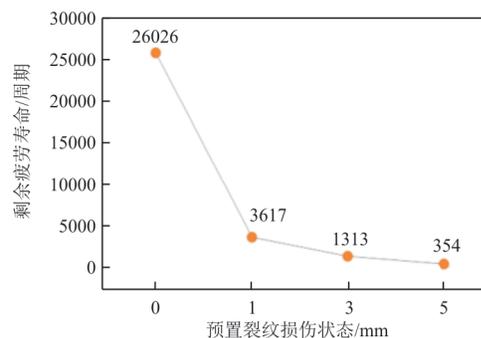


图5 不同损伤状态试件的剩余疲劳寿命
Fig. 5 Residual fatigue life of specimens with different damage states

根据实验数据及所选置信度查表得 $R_{\text{标}} = 0.4409$, 表2相关系数计算值 $|R| > R_{\text{标}}$, 表明无论是未预置损伤试验件还是预置损伤试验件, 剩余疲劳寿命均服从对数分布、正态对数分布及威布尔分布。假设疲劳寿命服从威布尔分布, 所计算相关系数更接近1, 得出含损伤铝合金试件剩余疲劳寿命较符合威布尔分布。

不同损伤状态试件的剩余疲劳寿命分散性计算数值如图6所示。

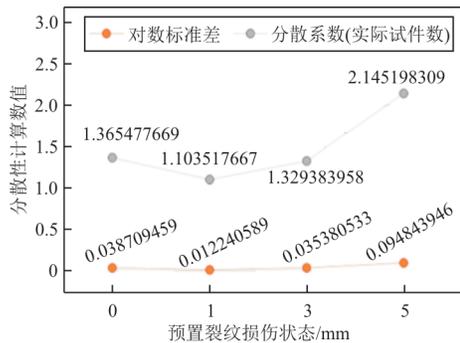


图6 不同损伤状态试件的剩余疲劳寿命分散性计算数值

Fig. 6 Residual fatigue life dispersion of specimens with different damage states

从图6可以看出:预置1 mm损伤试件疲劳寿命较未预置损伤试件疲劳寿命标准差及分散系数数值减小,因结构历经一定的疲劳损伤后,结构的剩余疲劳寿命分散性增大;随着初始预置裂纹损伤尺寸的增加,相应标准差及分散系数数值增大。当预置裂纹损伤为5 mm时,标准差及分散系数数值超过未预置损伤试件标准差及分散系数数值,在损伤5 mm范围内分散性变化相对较大。

3 结论

1) 含裂纹损伤铝合金结构因应力集中疲劳断裂而失效,预置损伤对疲劳寿命影响较大。在5 mm损伤尺寸范围内,随预置损伤尺寸增加,结构剩余疲劳寿命降低幅度相对较小。

2) 本文采用小子样($n < 50$)的方法,对母体分布进行检验,得出预置裂纹损伤试验件剩余疲劳寿命与无预置损伤试验件疲劳寿命均服从对数分布、正态对数分布及威布尔分布,且较符合威布尔分布。

3) 预置裂纹损伤试件剩余疲劳寿命分散性随预置裂纹损伤长度的增加而增大,且随初始损伤

的不同,疲劳寿命分散性变化较大。

参考文献

- [1] 李曙林. 飞机与发动机强度[M]. 北京:国防工业出版社, 2016.
LI Shulin. Aircraft and engine strength[M]. Beijing: National University of Defense Technology Press, 2016. (in Chinese)
- [2] 王金亮. 铝合金板裂纹扩展与寿命预测方法的研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2012.
WANG Jinliang. Research on crack growth and life prediction method of aluminum alloy plate[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012. (in Chinese)
- [3] 万文娟, 韩波, 韩伟, 等. 铸造TiAl合金疲劳寿命统计分布[J]. 航空材料学报, 2016, 36(4): 71-77.
WAN Wenjuan, HAN Bo, HAN Wei, et al. Statistical distribution of fatigue life of TiAl alloy casting[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2016, 36(4): 71-77. (in Chinese)
- [4] SHIRANI M, HAERKEGARD G. Damage tolerant design of cast components based on defects detected by 3D X-ray computed tomography[J]. International Journal of Fatigue, 2012, 41: 188-198.
- [5] FJELDSTAD A, WORSEN A, HARKEGARD G. Simulation of fatigue crack growth in components with random defects[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2008, 75(5): 1184-1203.
- [6] 孙岩. 飞机典型含孔结构件疲劳寿命预测系统的开发[D]. 沈阳:东北大学, 2017.
SUN Yan. Development of fatigue life prediction system for typical components containing hole in aircraft[D]. Shenyang: Northeastern University, 2017. (in Chinese)
- [7] 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]. 农业机械与结构, 2023(3): 148-150.
ZHANG Hongshun, LI Xiao, YANG Dianbin. Design method for lifetime dispersion and fatigue reliability of notched structures[J]. Agricultural Machinery and Structures, 2023(3): 148-150. (in Chinese)
- [8] 李应红, 汪冰峰. 航空航天用先进材料[M]. 北京:化学工业出版社, 2019.
LI Yinghong, WANG Bingfeng. Advanced materials for aerospace[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2019. (in Chinese)
- [9] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京:科学出版社, 2019.
YAO Weixing. Fatigue life analysis of structure[M]. Beijing: Science Press, 2019. (in Chinese)
- [10] 彭川, 王弘. 缺口应力集中对Al6061铝合金超高周疲劳性能的影响[J]. 四川轻化工大学学报(自然科学版), 2021, 34(3): 8-14.
PENG Chuan, WANG Hong. Influence of notch stress concentration on fatigue performance of Al6061 aluminum alloy in very high cycle regime[J]. Journal of Sichuan University

- of Science & Engineering (National Science Edition), 2021, 34(3): 8-14. (in Chinese)
- [11] 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 Haixia, ZHOU Shaona, XIAO Hua. Comparison and discussion of four criteria for discriminating gross error [J]. University Physical Experiments, 2017, 30(5): 105-107. (in Chinese)
- [12] 王文周. t 检验法优于格拉布斯检验法[J]. 信阳师范学院学报(自然科学版), 2000, 13(4): 397-399.
WANG Wenzhou. t -test method is superior to Grubbs test method [J]. Journal of Xinyang Normal University (Natural Science Edition), 2000, 13(4): 397-399. (in Chinese)
- [13] 王文周. 未知 σ , t 检验法剔除异常值最好[J]. 四川工业学院学报, 2000, 19(3): 84-86.
WANG Wenzhou. Unknown σ , t test method is the best method to eliminate outliers [J]. Journal of Sichuan Institute of Technology, 2000, 19(3): 84-86. (in Chinese)
- [14] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.
GAO Zhentong. Fatigue applied statistics [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1986. (in Chinese)
- [15] 郁大照, 韩福辰, 陈跃良, 等. MATLAB环境下的疲劳寿命分布检验及参数估计[J]. 海军航空工程学院学报, 2002(3): 356-360.
YU Dazhao, HAN Fuchen, CHEN Yueliang, et al. Fatigue life distribution test and parameter estimation in MATLAB environment [J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2002(3): 356-360. (in Chinese)
- [16] 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.
HE Yuting. Principle and technology of aircraft structure life control [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2017. (in Chinese)

作者简介:

李小涛(1992—),男,硕士研究生。主要研究方向:航空装备可靠性与结构完整性工程。

崔荣洪(1982—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞机结构健康监测。

李哲(1989—),男,博士,讲师。主要研究方向:航空装备综合保障。

(编辑:丛艳娟)

(上接第34页)

- through geometry reconstruction [J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2008, 36(11/12): 1170-1179.
- [14] KELBASSA I, ALBUS P, EVANS A G, et al. Manufacturing and repair of aero engine components using laser technology [C] // PICALO 2008 Conference Proceedings. USA: IEEE, 2018: 208-213.
- [15] KOTHAL V. Gas turbine maintenance-aero engines [J]. International Journal of Mechanical Engineering and Technology, 2018, 8(6): 156-164.
- [16] 朱胜, 柳建, 殷凤良, 等. 面向装备维修的增材再制造技术[J]. 装甲兵工程学院学报, 2014, 28(1): 81-85.
ZHU Sheng, LIU Jian, YIN Fengliang, et al. Additive remanufacturing technology used in equipment repair [J]. Journal of Armored Forces, 2014, 28(1): 81-85. (in Chinese)
- [17] 向巧, 何勇, 侯廷红. 航空发动机零部件表面完整性再制造[J]. 工程管理前沿, 2016(2): 107-114.
XIANG Qiao, HE Yong, HOU Tinghong. An exploration of surface integrity remanufacturing for aeroengine components [J]. Frontiers of Engineering Management, 2016(2): 107-114. (in Chinese)
- [18] 李剑平, 张翔宇, 罗烽月, 等. 航空装备修理核心技术及创新发展路径[J]. 航空维修与工程, 2020(2): 26-30.
- LI Jianping, ZHANG Xiangyu, LUO Fengyue, et al. The core technology of aviation equipment repair and innovation development path [J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2020(2): 26-30. (in Chinese)
- [19] 陈少峰, 李金国, 梁静静, 等. 激光修复在高温合金叶片及构件用装备中的应用及发展[J]. 特种铸造及有色合金, 2021, 41(11): 1354-1360.
CHEN Shaofeng, LI Jinguo, LIANG Jingjing, et al. Application and development of laser repair in superalloy blades and equipment for components [J]. Special Casting & Nonferrous Alloys, 2021, 41(11): 1354-1360. (in Chinese)

作者简介:

侯廷红(1973—),男,博士,正高级工程师。主要研究方向:航空发动机、燃气轮机维修及再制造技术开发与工程应用。

周平(1989—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:航空发动机故障攻关,先进装配技术应用,维修数据分析等。

何黎明(1983—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:航空发动机零部件焊接和热喷涂技术。

韩昌富(1996—),男,硕士,工程师。主要研究方向:航空发动机装配与试验技术。

(编辑:马文静)