

文章编号: 1674-8190(2024)05-097-09

缺口悬臂梁振动疲劳裂纹扩展行为研究

张博瑞¹, 白春玉¹, 李凯翔¹, 宋巧治¹, 马玉娥²

(1. 中国飞机强度研究所 强度与结构完整性全国重点实验室, 西安 710065)

(2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 航空飞行器在服役过程中会经受大量复杂的随机振动载荷, 其结构易发生振动疲劳进而导致损伤甚至失效, 造成严重损失。以铝合金悬臂梁结构件为对象, 开展振动疲劳试验与理论分析, 研究随机振动载荷下含裂纹梁的应力强度因子求解方法, 提出一种基于Hudson理论的时域法, 结合经典的Paris公式估算振动疲劳裂纹扩展寿命。结果表明: 本文提出的基于Hudson理论的时域法的寿命预测结果优于试验对比估算结果, 验证了该方法能够有效描述随机振动裂纹扩展行为。

关键词: 随机振动; 裂纹扩展; 应力强度因子; 疲劳损伤; 寿命估算; Hudson理论

中图分类号: V215.5

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.05.09

Investigation on vibration fatigue crack growth behavior of notched cantilever beams

ZHANG Borui¹, BAI Chunyu¹, LI Kaixiang¹, SONG Qiaozhi¹, MA Yu'e²

(1. National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

(2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Aviation aircraft will be subjected to a large number of complex random vibration loads during service, and its structure is prone to vibration fatigue, which leads to damage or even failure, which can cause serious losses. The stress intensity factor (SIF) solution method for cracked beams under random vibration loading is investigated, and a time-domain method based on Hudson's theory is proposed to estimate the vibration fatigue crack growth life by combining with the Paris formula. The theoretical analysis and vibration fatigue test are conducted on a typical cantilever beam as an object. The results show that the life prediction results of the proposed time-domain method based on the Hudson's theory is better than that of the experimental estimation results, which can verify that the method can effectively describe the random vibration crack growth behavior.

Key words: random vibration; crack growth; stress intensity factor (SIF); fatigue damage; life prediction; Hudson's theory

收稿日期: 2024-07-12; 修回日期: 2024-09-23

通信作者: 白春玉(1984-), 男, 硕士, 高级工程师。E-mail: baichunyu2006@163.com

引用格式: 张博瑞, 白春玉, 李凯翔, 等. 缺口悬臂梁振动疲劳裂纹扩展行为研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(5): 97-105.

ZHANG Borui, BAI Chunyu, LI Kaixiang, et al. Investigation on vibration fatigue crack growth behavior of notched cantilever beams[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(5): 97-105. (in Chinese)

0 引言

随着我国飞行器的快速发展和飞行器结构设计精细化要求的提高,亟需研究飞行器结构的随机振动疲劳行为。疲劳裂纹扩展行为是疲劳现象中萌生裂纹扩展到破坏的一部分。针对疲劳下的裂纹扩展行为,通常采用Paris公式,表明裂纹扩展速率受裂纹尖端应力强度因子影响^[1]。在Paris公式的基础上,研究者提出了许多新的模型如Walker公式^[2]、Forman公式^[3]、Wheeler公式^[4]等,这些模型考虑了载荷因素对裂纹扩展的影响。

对于振动过程中的裂纹扩展问题,需要考虑裂纹长度的变化与结构振型及固有频率的耦合关系,Shih等^[5]分析了振动参数在裂纹扩展中的变化,通过基于振型修正的Forman公式描述了单边裂纹板的裂纹扩展行为;刘光文^[6]推导了含预置裂纹的悬臂梁局部柔度模型,着重分析了振动模式与疲劳的耦合效应,通过广义Forman公式预测了裂纹扩展寿命,并考虑了激励振幅与频率范围对振动裂纹扩展的影响;胡家杰^[7]进行了振动条件下裂纹梁的动应力分析,通过Paris公式预测了裂纹扩展寿命,并与疲劳试验结果进行对比,损伤估计效果良好;刘梦^[8]采用了随机振动疲劳分析中的频域法与时域法,结合有限元分析结果对铝合金裂纹悬臂的应力强度因子进行外推,有效预测了裂纹扩展寿命,通过对比两种方法,发现频域法下的寿命估计更为保守。

在航空飞行器结构件的振动裂纹扩展方面,Witek^[9]对航空发动机压气机叶片在共振状态下的裂纹扩展进行了一系列理论与试验研究,分析了叶片裂纹扩展长度与载荷循环次数的关系;Qu Z等^[10]研究了钛合金压气机叶片在共振条件下的裂纹扩展和断裂行为。综合来看,在随机振动环境下的裂纹扩展问题仍需要进一步研究,其中包括随机振动裂纹尖端应力强度因子的计算。

本文基于飞行器结构的随机振动载荷环境,设计随机振动裂纹扩展类型试验件,并开展试验,获取典型结构随机振动疲劳裂纹扩展寿命;结合试验数据进一步研究随机振动环境下裂纹梁应力强度因子的求解方法,采用频域下的外推法及基于Hudson的时域法,结合经典的Paris公式估算振动疲劳裂纹扩展寿命,并通过峰值期望穿越率将

试验中7075-T6铝合金裂纹悬臂梁的 $a-T$ 曲线转化为 $a-N$ 曲线,将估算寿命与试验结果进行对比。

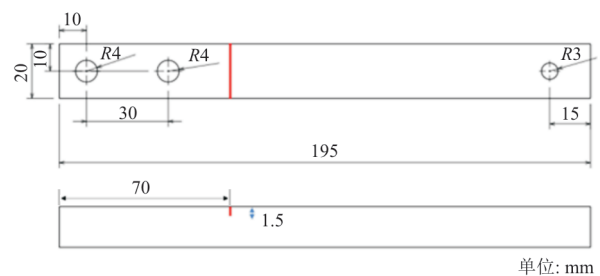
1 随机振动裂纹扩展试验

1.1 试验材料与试验件

试验采用一种含预置缺口的悬臂梁结构,材料为7075-T6铝合金,具有高强度刚度、耐腐蚀等材料属性,广泛应用于航空飞行器结构^[11],其主要化学成分如表1所示。悬臂梁裂纹扩展试件尺寸如图1所示,试验件厚度为15 mm,夹持端长度为45 mm,夹持端通过两个M8螺栓孔固定在振动台面上,试验件远端有配重孔可加配重。图1中红线位置为预置缺口,其采用线切割加工,缺口宽度为0.2 mm,其长度为1.5 mm。相较于直接裂纹预制,缺口预制下裂纹萌生的时间增加,但本试验工况下缺口位置处应力集中明显,在交变应力作用下,缺口处会萌生尖锐的疲劳裂纹,同时结合光学显微镜观测,可以获得较为准确的裂纹扩展数据。

表1 7075铝合金的化学成分
Table 1 Chemical composition of 7075 aluminum alloy

化学成分	质量分数/%	化学成分	质量分数/%
Zn	5.8	Si	0.4
Mg	2.4	Fe	0.5
Cu	1.8	Ti	0.1
Mn	0.3	Al	余量
Cr	0.1		



单位: mm

图1 悬臂梁试验件示意图

Fig. 1 Schematic diagram of cantilever beam test piece

1.2 试验方法

1.2.1 试验载荷谱

试验采用加速度功率谱密度(PSD)进行加载,如图2所示。为了排除高阶模态在试验件响应中

的参与度, 将振动频率范围限制在 10~200 Hz, 载荷谱具体试验条件如表 2 所示。

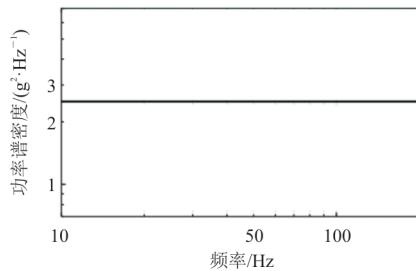


图 2 裂纹扩展试验 PSD 谱
Fig. 2 Crack growth test PSD spectrum

表 2 裂纹扩展试验条件

Table 2 Crack growth test conditions

加载方向	频率/Hz	功率谱密度/(g ² ·Hz ⁻¹)
X	10~200	2.5

1.2.2 试验件装配

试验件夹持端长度为 45 mm, 试件与夹具通过螺栓连接; 夹具整体为圆底八边形结构, 选用 290 g 矩形配重在悬臂梁末端配重, 如图 3 所示。

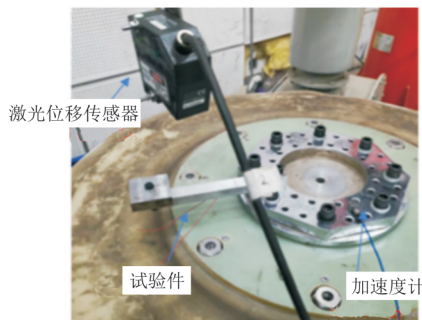
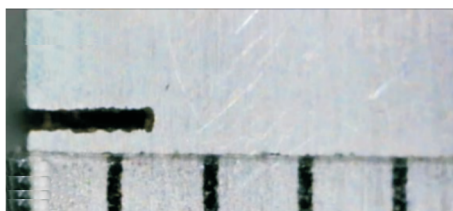
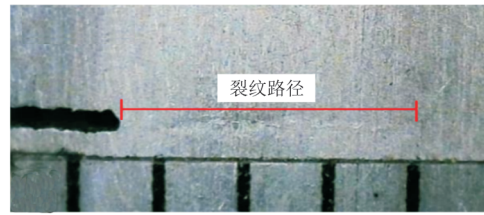


图 3 试验件装配
Fig. 3 Test piece assembly

裂纹扩展试验中, 裂纹记录尤为关键^[12]。为了清晰地检测裂纹变化, 利用显微镜在固定时间间隔下暂停加载观测裂纹扩展变化, 记录裂纹长度与时间的 $a-T$ 曲线, 试件裂纹扩展的变化如图 4 所示。



(a) 裂纹 $a=0$



(b) 裂纹 $a=3.5$ mm

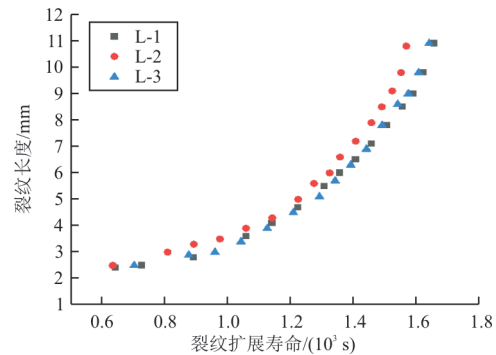
图 4 裂纹扩展变化
Fig. 4 Crack growth

在记录裂纹扩展数据的同时, 通过激光位移传感器观测并记录试件固定位置振幅数据, 将时域数据转化为频域确定的试件一阶固有频率变化与裂纹长度的关系。共进行三次加载条件相同的重复试验。

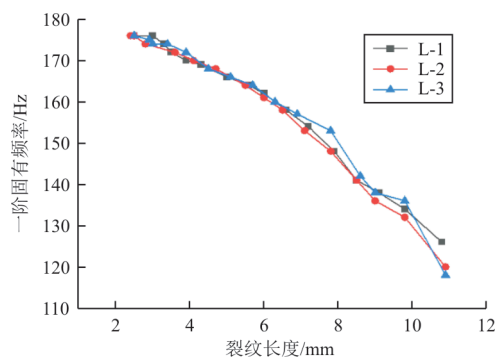
1.3 试验结果

1.3.1 裂纹扩展寿命

三个 7075-T6 悬臂梁试件(L-1, L-2, L-3) 裂纹扩展的 $a-T$ 曲线以及试件在裂纹扩展过程中一阶固有频率的变化如图 5 所示。



(a) 试件裂纹 $a-T$ 曲线



(b) 试件一阶固有频率变化曲线

图 5 试件裂纹扩展曲线与模态变化

Fig. 5 Specimen crack growth curve and modal change

从图5可以看出:试件均在裂纹达到11 mm左右发生瞬断,裂纹扩展寿命均值为1 643 s;裂纹长度在2~6 mm之间,扩展速率稳定;当长度超过6.5 mm时,裂纹扩展速率急剧加快,迅速扩展至瞬断;三个试件初始一阶模态都为176 Hz,发生瞬断前降至120 Hz左右,下降32%,这是由于裂纹的扩展,试件整体刚度下降,固有频率随之减小。裂纹扩展试验结果如表3所示。

表3 裂纹扩展试验结果
Table 3 Crack growth test conditions

试件编号	扩展寿命/s	瞬断长度/mm	模态/Hz
L-1	1 723	10.9	176~120
L-2	1 568	10.8	176~127
L-3	1 640	11.1	176~118

1.3.2 试验件断口观察

对试件的疲劳断口进行观测,得到裂纹疲劳断面形貌,如图6所示,可以看出:试件在裂纹扩展区沿厚度方向水平扩展,当裂纹长度达11 mm左右时沿45°向上发生瞬断。观察宏观断面可见断口中不同区域特征十分明显,最上端为预置缺口区;疲劳源产生于缺口表面,垂直深入内部;裂纹扩展区相较瞬断区十分光滑,这是由于在产生萌生裂纹后,在循环加载的作用下裂纹不断张开、钝化、扩展,因此扩展区断面光滑,并且该区域清晰地观察到水平的裂纹条带。瞬断区比较粗糙,是由裂纹达到临界尺寸瞬间断裂形成的断裂界面。

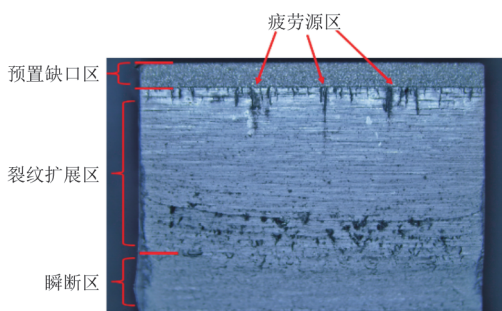
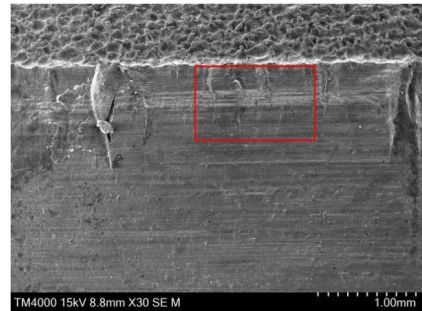


图6 试验件断面宏观

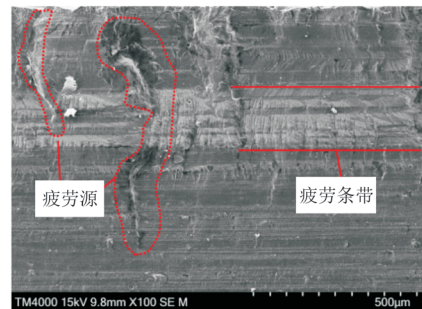
Fig. 6 Macroscopic image of fracture

L-1试件裂纹扩展区在SEM电镜下4种倍率的放大断口形貌图如图7所示,图7(a)中红框位置为后续放大区域。断口清晰可见其疲劳条带以及疲劳弧线,均为与预置缺口平行的水平线。观察裂纹扩展区与预置缺口交界位置,疲劳源发生的区域均存在一定的初始缺陷,缺陷越明显,深入裂纹扩展区的长度越长。同时在疲劳源附近观察到

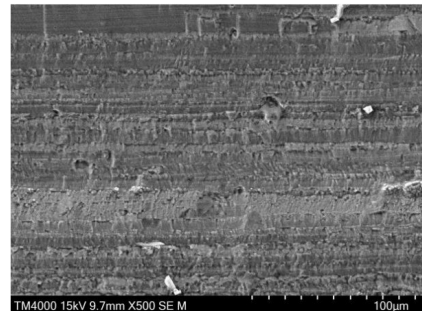
一些颗粒,结合文献[13]的研究结果,该位置处颗粒可能是铝合金加工产生的非金属物,在交变载荷的作用下,起到应力集中的作用,并且其易发生断裂,促进了裂纹的萌生。在其他针对7075铝合金的研究中,也观察到了由类似颗粒引起裂纹萌生的过程^[14]。



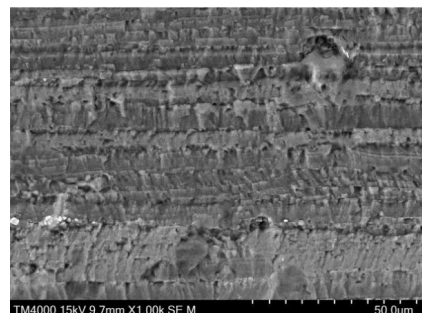
(a) 30倍放大结果



(b) 100倍放大结果



(c) 500倍放大结果



(d) 1 000倍放大结果

图7 裂纹扩展微观断口

Fig. 7 Microscopic image of fracture

2 随机振动裂纹扩展行为预测

2.1 应力强度因子计算

裂纹尖端场如应力、位移等均由应力强度因子决定,应力强度因子的确定是解决裂纹扩展问题的重要条件。

对于随机振动环境下的裂纹扩展,与常规疲劳分析最大的区别在于应力强度因子的求解。常规疲劳下,试件有直接的应力加载,而振动环境下,结构承受由振动台带来的加速度,难以直接根据手册中的经验公式对应力 K 进行求解。本文采用频域下外推法及基于Hudson理论的时域法研究随机振动环境下的应力强度因子。

2.1.1 频域下应力强度因子的外推法

通过有限元分析可以确定整体结构的频域响应,考虑结合有限元法通过频域分析,获得裂纹尖端的频域下的应力场,进而外推获得裂纹尖端的应力强度因子值,即应力位移外推法。

在 $\theta=0$ 时,裂纹尖端的应力 K_I 的表达式为

$$K_I = \lim_{r \rightarrow 0} \sqrt{2\pi r} (\sigma_y|_{\theta=0}) \quad (1)$$

由于 $r \rightarrow 0$ 条件下裂纹尖端应力与位移无法直接计算得到,采用外推法选取靠近的几个点 r_i 通过式(2)求出其应力强度因子。通过裂尖位置点进行外推获得裂尖应力强度因子,如图8所示。

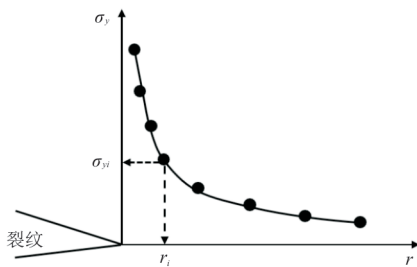


图8 裂纹尖端应力
Fig. 8 Crack tip stress

$$K_I = \sqrt{2\pi r} \sigma_y \quad (2)$$

获得这些数据点 K_{I_i} 后,通过最小二乘法以三次项来拟合 r_i 与 K_{I_i} 之间的关系如式(3)所示。

$$\tilde{K}_I = B_3 r^3 + B_2 r^2 + B_1 r + B_0 \quad (3)$$

式中: \tilde{K}_I 为拟合的应力强度因子,当 $r=0$ 时, $K_I \approx \tilde{K}_I = B_0$,即拟合三项式的截距为裂纹尖端的应力强度因子。

在静力加载下,通过ABAQUS软件分析模块

输出裂尖应力强度因子,但由于本文采用随机振动环境下的裂纹扩展,无法采用现有的模块进行计算,因此将裂纹定义为裂缝,建立由初始裂纹1.5到10.0 mm每隔0.5 mm共19个含裂纹悬臂梁模型。悬臂梁试件有限元模型如图9所示,预置缺口根据试件实际情况模拟,后续振动下的裂纹扩展部分采用裂缝。



图9 含裂纹悬臂梁模型
Fig. 9 Cantilever beam model with cracks

对裂纹结构进行外推法需要对裂纹尖端进行网格加密,整体网格尺寸为1.00,裂纹尖端网格尺寸为0.05,网格单元类型为C3D8六面体单元,如图10所示。为验证该网格单元的合理性,采用C3D8R单元对比,其一阶模态频率为179 Hz,与原有网格误差为1.7%,验证C3D8网格在本文试验条件下具有足够的适用性。

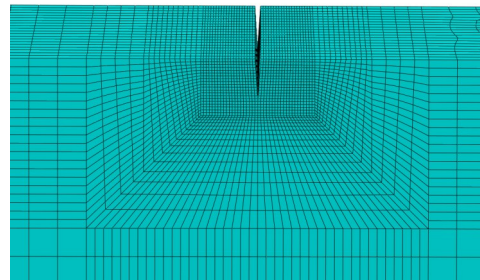


图10 裂纹尖端网格
Fig. 10 Crack tip mesh

由于有限元分析为频域下的功率谱密度加载,因此得到的裂纹尖端 r_i 位置的应力响应 σ_{y_i} 也为功率谱密度,平稳随机过程的均方根值可以反映整体频域下的响应水平,因此通过应力响应的功率谱密度求得其均方根值,通过应力的均方根值可以计算应力强度因子的均方根值。

$$K_{I_{rms}} = \sqrt{2\pi r} \sigma_{y_{rms}} \quad (4)$$

式中: $K_{I_{rms}}$ 为应力强度因子均方根; $\sigma_{y_{rms}}$ 为应力的均方根。

结合python程序提取裂纹尖端各点的应力功率谱密度,通过最小二乘法拟合得到不同裂纹长度的应力强度因子均方根值。裂纹扩展过程中选取的裂纹长度为2.0,4.5,7.5,10.0 mm的含裂纹构件的应力云图如图11所示。

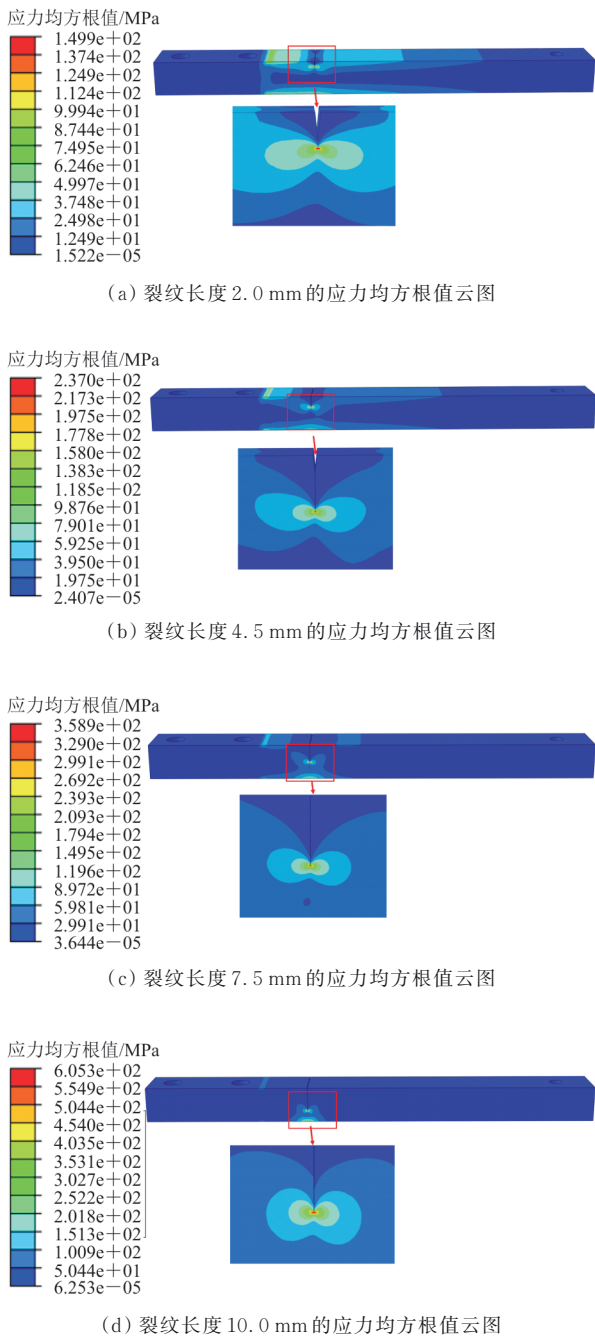


图 11 不同裂纹长度的应力云图
Fig. 11 Stress cloud for different crack lengths

通过有限元计算可以得到不同裂纹下悬臂梁一阶模态的变化,试验中一阶模态数据与有限元对比结果如图 12 所示,可以看出:通过有限元计算得到的不同裂纹长度的模态与试验中模态变化趋势一致,其中有限元仿真结果最大误差为 5.46%,验证该方法满足要求。

通过拟合得到的不同裂纹长度应力强度因子与裂纹长度的关系如图 13 所示。

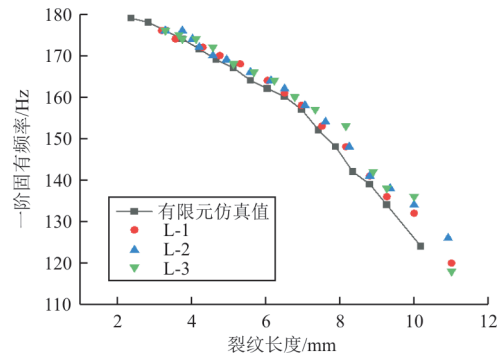


图 12 有限元与试验模态的变化对比
Fig. 12 Comparison of FEM and experimental modal

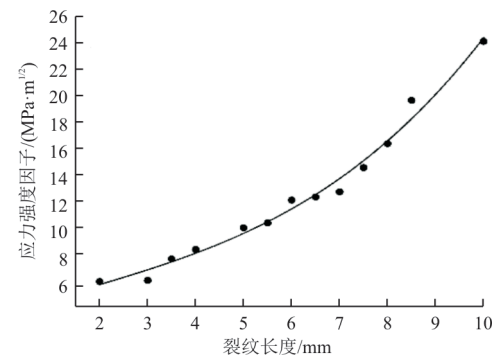


图 13 外推法下应力强度因子与裂纹长度的关系
Fig. 13 Relationship between SIF and crack length under extrapolation method

2.1.2 基于Hudson理论的时域应力强度因子计算

对于振动疲劳问题,常用方法即为频域解法与时域解法。由于随机振动时域下响应数据相较频域过于庞大,因此采用外推法计算时域应力强度因子计算量较大。本文提出一种基于Hudson理论的时域应力强度因子计算方法。

在理想的结构尺寸与边界条件下,计算应力强度因子通过式 $K_I = \sigma \sqrt{\pi a} f$ 结合几何修正系数与加载端应力求解应力强度因子,但对于复杂结构通常采用有限元外推法等确定裂尖应力强度因子。依据简化计算方法^[15-16],即通过结构危险点处名义应力作为 σ ,结合公式 $K_I = \sigma \sqrt{\pi a} f$ 可以求解应力强度因子,悬臂梁受弯下的形状修正函数 f :

$$f(\xi) = 1.122 - 1.40\xi + 7.33\xi^2 - 13.08\xi^3 + 14.0\xi^4 \quad (5)$$

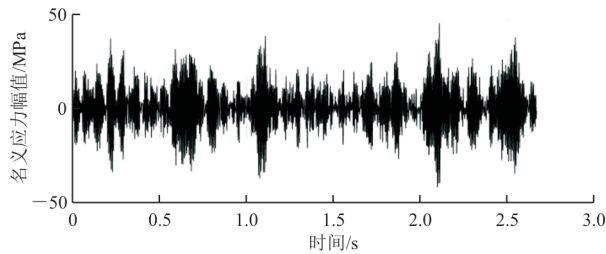
式中: $\xi = a/h$, a 为裂纹长度, h 为试件厚度。

在随机振动环境下求解出的名义应力响应为功率谱密度形式,采用逆傅里叶变化法(如式(6)所示),通过 Matlab 编程将频域下的名义应力响应转化为时域下的响应。

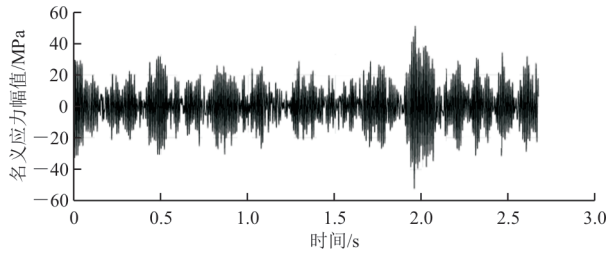
$$\begin{cases} X(k) = \sum_{n=0}^{M-1} x(n) e^{-j2\pi kn/M} & (k=0, 1, \dots, M-1) \\ X(m) = \frac{1}{M} \sum_{n=0}^{M-1} x(k) e^{j2\pi km/M} & (m=0, 1, \dots, M-1) \end{cases} \quad (6)$$

式中: $X(k)$ 为有限的随机频域过程; $X(m)$ 为其对应的时域过程。

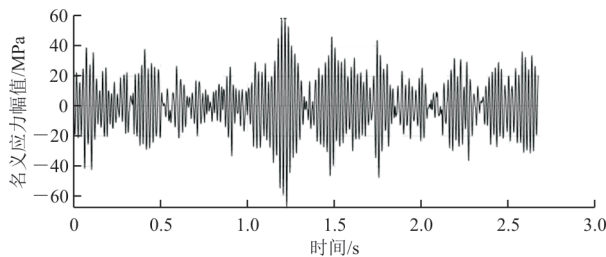
结合该方法计算裂纹从 1.5 到 10.0 mm 每隔 0.5 mm 下各长度的裂尖危险点的名义应力, 通过逆傅里叶变换得到时域响应。裂纹扩展过程中从所有裂纹长度中选取的 2.0, 4.5, 7.5 和 10.0 mm 的危险点名义应力时域图如图 14 所示。



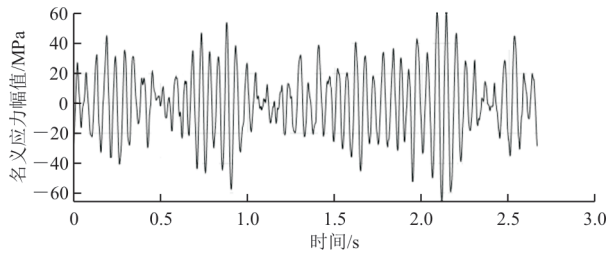
(a) 裂纹长度 2.0 mm 的名义应力时域图



(b) 裂纹长度 4.5 mm 的名义应力时域图



(c) 裂纹长度 7.5 mm 的名义应力时域图



(d) 裂纹长度 10.0 mm 的名义应力时域图

图 14 不同裂纹长度的名义应力时域图

Fig. 14 Time-domain plots of nominal stresses for different crack lengths

文献[17]给出了一种应力均方根求解的方法, 可以结合该方法求解随机载荷下的应力强度因子。

$$\begin{cases} \sigma_{\max, \text{rms}} = \left[\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\sigma_{\max})^2 \right]^{1/2} \\ \sigma_{\min, \text{rms}} = \left[\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\sigma_{\min})^2 \right]^{1/2} \\ R_{\text{rms}} = \frac{\sigma_{\min, \text{rms}}}{\sigma_{\max, \text{rms}}} \end{cases} \quad (7)$$

式中: σ_{\max} 与 σ_{\min} 分别为随机加载应力中的最大与最小值; N 为总循环数。

应力均方根求解方法忽略了随机载荷间的协同效应, 但由于功率谱密度加载本身随机性较大, 不同时间域过程下的载荷顺序有所变换, 因此可以用于求解时域下的应力强度因子, 确定载荷应力后通过 $K_I = \sigma \sqrt{\pi a} f$ 计算应力强度因子。由于试验加载的功率谱密度为零均值随机过程, $R = -1$, 因此 $\Delta K = K_{\max}$ 。

基于时域法求解出的应力强度因子与裂纹长度的关系如图 15 所示。

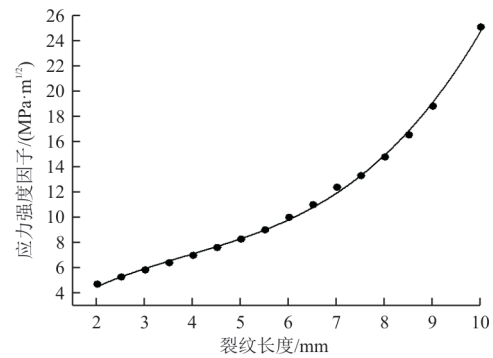


图 15 时域法下应力强度因子与裂纹长度的关系

Fig. 15 Relationship between SIF and crack length under the time-domain method

2.2 疲劳裂纹扩展模型

由于随机振动的功率谱密度为零均值随机过程, 因此应力比为 -1 , 采用 Paris 公式适用于描述该条件下的裂纹扩展行为^[13]。通过 Paris 公式计算每一阶段裂纹扩展寿命如式(8)所示。

$$\begin{cases} a_{i+1} = a_i + C \Delta K_i^m \\ \Delta N_i = \frac{\Delta a_i}{C \Delta K_i^m} \\ N = \sum \Delta N_i \end{cases} \quad (8)$$

式中: C 与 m 为材料的固有属性; a_i 为结构裂纹长

度; a_{i+1} 为在 ΔN_i 个循环后的裂纹长度, 当 a_i 达到试验中的临界裂纹长度认为结构失效, 此时的总循环数为 N 。

2.3 裂纹扩展寿命预测与试验对比分析

2.3.1 试验裂纹扩展曲线处理

由于在试验中获取的裂纹扩展数据为时间与裂纹长度的关系即 $a-T$ 曲线, 为了与估算寿命进行对比需要转化为 $a-N$ 曲线。随机振动疲劳中时间与循环数通过峰值期望穿越率进行转换。

$$\begin{cases} \Delta N_i = V_p \Delta t_i \\ N = \sum \Delta t_i \end{cases} \quad (9)$$

$$V_p = \sqrt{\frac{m_4}{m_2}} \quad (10)$$

式中: N 为总等效循环; V_p 为功率谱密度的峰值期望率(单位时间内的峰值数); m_i 为功率谱密度的 i 阶谱矩。

带入裂纹扩展试验的功率谱密度可得 $V_p = \sqrt{m_4/m_2} = 154.92$, 因此试验下的 $a-N$ 曲线如图 16 所示, 可以看出: 三个试件的裂纹扩展寿命接近。

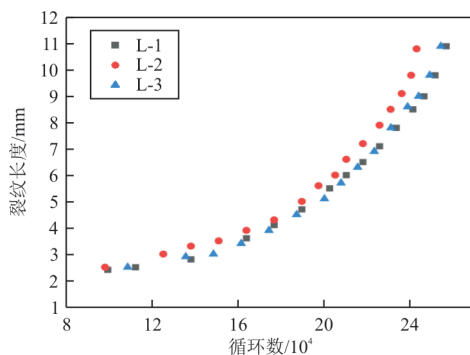


图 16 试件裂纹扩展 $a-N$ 曲线

Fig. 16 Crack extension $a-N$ curve of specimen

2.3.2 随机振动裂纹扩展寿命预测

根据文献[18], 7075-T6 铝合金的裂纹扩展参数 C 为 1.778×10^{-7} , m 为 2.986。将外推法中应力强度因子与时域应力强度因子带入 Paris 公式求解出两种方法下的 $a-N$ 寿命估计曲线如图 17 所示, 可以看出: 通过频域外推法估算的裂纹扩展曲线在试验结果左侧即寿命小于试验值, 而基于 Hudson 理论的时域法获得的寿命值均大于试验值, 因此频域外推法相较于时域法为保守估计。

两种方法在裂纹长度达到 11 mm 时, 频域外推法的误差为 -15.26% , 时域法的误差为 11.6% , 裂纹扩展寿命对比如表 4 所示。

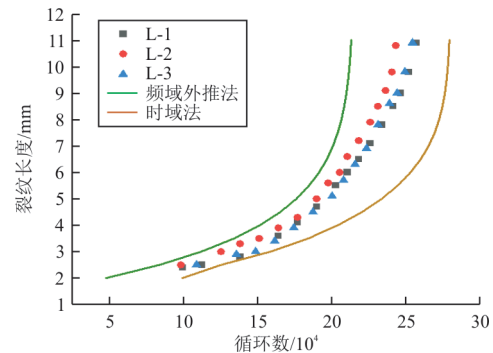


图 17 预测结果与试验曲线

Fig. 17 Predicted results vs. test curves

表 4 裂纹扩展寿命对比

Table 4 Crack growth life comparison

裂纹长度/mm	载荷循环数		
	频域外推法	时域法	试验均值
11	212 871	279 030	251 233.6

从表 4 可以看出: 基于 Hudson 理论的时域法的试验误差更小, 估计寿命更准确。频域外推法在裂纹扩展初期载荷循环数不到 50 000 与试验值差距较大, 时域法可以更精确模拟随机振动下的裂纹扩展行为, 因此该方法有更好的适用性与准确性。

3 结 论

1) 本文设计含裂纹的悬臂梁结构进行振动疲劳裂纹扩展试验, 记录试验件的 $a-T$ 曲线及一阶固有频率随裂纹长度的变化, 试验完成后对三种试件进行了疲劳断口观察, 裂纹扩展区中达到共振时的疲劳条带宽度增加。

2) 采用频域下外推法及基于 Hudson 理论的时域法研究了随机振动环境下的应力强度因子, 给出了两种方法下应力强度因子与裂纹长度之间的关系。

3) 将不同方法得到的应力强度因子结合 Paris 公式对试验环境下的振动裂纹扩展进行预测, 并与试验所得的 $a-N$ 曲线进行对比, 其中基于 Hudson 理论的时域法的试验误差更小为 11.6% , 适用性更强。

参考文献

- [1] LIN S J, LONG W, TIAN D Q, et al. A new fatigue damage accumulation model considering loading history and loading sequence based on damage equivalence[J]. *International Journal of Damage Mechanics*, 2018, 27(5): 707-728.
- [2] 熊峻江, 高镇同, 费斌军, 等. 疲劳/断裂加速试验载荷谱编制的损伤当量折算方法[J]. *机械强度*, 1995, 17(4): 39-42.
XIONG Junjiang, GAO Zhentong, FEI Binjun, et al. The equivalent damage calculation method to compile the fatigue/fracture accelerated test load spectrum[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 1995, 17(4): 39-42. (in Chinese)
- [3] ASTM. Standard test method for measurement of fatigue crack growth rates: ASTM E647-23a[S]. US: ASTM, 2023.
- [4] LIAKAT M, KHONSARI M M. An experimental approach to estimate damage and remaining life of metals under uniaxial fatigue loading[J]. *Materials & Design*, 2014, 57: 289-297.
- [5] SHIH Y S, WU G Y. Effect of vibration on fatigue crack growth of an edge crack for a rectangular plate[J]. *International Journal of Fatigue*, 2002, 24(5): 557-566.
- [6] 刘文光. 结构共振疲劳试验及裂纹构件的振动疲劳耦合分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
LIU Wenguang. Structural resonance fatigue test and vibration-fatigue coupling analysis of cracked members[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [7] 胡家杰. 钢轨材料振动疲劳性能及振动-疲劳耦合分析研究[D]. 成都: 西南交通大学, 2020.
HU Jiajie. Study on vibration fatigue performance and vibration-fatigue coupling analysis of rail materials[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2020. (in Chinese)
- [8] 刘梦. 结构振动疲劳裂纹扩展寿命分析的频域法[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
LIU Meng. Frequency domain method for fatigue crack growth life analysis of structure vibration[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [9] WITEK L. Crack propagation analysis of mechanically damaged compressor blades subjected to high cycle fatigue[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2011, 18(4): 1223-1232.
- [10] QU Z, ZHANG L, YAN L, et al. Experimental crack propagation and fracture failure analysis of the titanium alloy blade subjected to high cycle fatigue[C]// *Materials Science, Energy Technology and Power Engineering III*. Hohhot, China: AIP Publishing, 2019: 1-10.
- [11] 刘春燕, 周丹晨, 李昌安, 等. 2A14铝合金锻件的热处理工艺[J]. *金属热处理*, 2011, 36(9): 42-45.
LIU Chunyan, ZHOU Danchen, LI Chang'an, et al. Heat treatment of 2A14 aluminium alloy forgings[J]. *Heat Treatment of Metals*, 2011, 36(9): 42-45. (in Chinese)
- [12] 彭艳涛, 吕胜利, 马君峰, 等. 铝合金振动疲劳同步测量技术研究[J]. *航空工程进展*, 2019, 10(2): 277-282.
PENG Yantao, LYU Shengli, MA Junfeng, et al. Study on synchronous measurement of vibration fatigue of aluminum alloy[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2019, 10(2): 277-282. (in Chinese)
- [13] GAO T, SUN Z D, XUE H Q, et al. Effect of surface mechanical attrition treatment on high cycle and very high cycle fatigue of a 7075-T6 aluminium alloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 2020, 139: 105798.
- [14] PAYNE J, WELSH G, CHRIST R J, et al. Observations of fatigue crack initiation in 7075-T651[J]. *International Journal of Fatigue*, 2010, 32(2): 247-255.
- [15] De JESUS A M P, PEREIRA R M G. FEM Analysis of riveted connections aiming fatigue and fracture assessments[C]// 2010 the Iberian Conference on Fracture and Structural Integrity. US: IEEE, 2010: 22.
- [16] 叶雨攻. 可重复使用航天器结构演化的动态贝叶斯网络建模与状态评估[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2022.
YE Yumei. Dynamic Bayesian network modeling and state evaluation of structural evolution of reusable spacecraft[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2022. (in Chinese)
- [17] MANJUNATHA C M. Fatigue crack growth prediction under spectrum load sequence in an aluminum alloy by K*-RMS approach[J]. *International Journal of Damage Mechanics*, 2008, 17(6): 477-492.
- [18] 程亚军, 冷利, 宫柏山, 等. 时效时间对7075铝合金疲劳裂纹扩展速率的影响[J]. *材料热处理学报*, 2021, 42(5): 26-31.
CHENG Yajun, LENG Li, GONG Baishan, et al. Effect of aging time on fatigue crack growth rate of 7075 aluminum alloy[J]. *Transactions of Materials and Heat Treatment*, 2021, 42(5): 26-31. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)