DOI: 10.3901/JME.2015.21.132

基于非线性连续疲劳损伤的 再制造毛坯剩余寿命评估*

华亮^{1,2} 田威³ 廖文和¹ 曾超³

- (1. 南京航空航天大学理学院 南京 211106;
2. 南京铁道职业技术学院动力工程学院 南京 210031;
3. 南京航空航天大学机电学院 南京 210016)

摘要: 在考虑裂纹闭合效应对疲劳损伤影响的情况下, 对 Chaboche 提出的非线性连续疲劳累积损伤模型进行了修正, 得到了疲劳累积损伤及再制造毛坯剩余寿命评估模型, 并由对称循环拉压疲劳试验数据得出了修正模型的相关参数。通过二级加载(高低加载和低高加载)拉压疲劳试验对再制造毛坯剩余寿命评估模型进行了验证, 结果表明模型计算值和试验值吻合良好, 证明修正后的模型能够准确预测再制造毛坯的剩余寿命。

关键词: 裂纹闭合; 疲劳累积损伤; 再制造; 剩余寿命评估

中图分类号: TN249

Remaining Life Evaluation for Remanufacturing Blanks Based on Non-linear Continuum Fatigue Damage Model

HUA Liang^{1,2} TIAN Wei³ LIAO Wenhe¹ ZENG Chao³

- (1. College of Science, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106;
2. College of Power Engineering, Nanjing Institute of Railway Technology, Nanjing 210031;
3. College of Mechanical and Electrical Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

Abstract: Chaboche's model of nonlinear continuum fatigue damage is modified based on the impact of crack closure effect on fatigue damage. A cumulative fatigue damage model is developed accordingly to predict the remaining life for condemned products to be remanufactured. The related parameters are concluded from fully reversed fatigue experiment. To verify the proposed model, tension-compression fatigue tests under two levels of load spectrum (high-low loading and low-high loading) are carried out. The results showed that the calculated value and experimental value are in good agreement. It has been proved to be an efficient method to predict the remaining life involved in remanufacturing technology.

Key words: crack closure; fatigue cumulative damage; remanufacturing; remaining life evaluate

0 前言

随着经济的飞速发展和人口的迅猛增长, 各种资源的匮乏越来越严重, 因此节约能源的迫切性日益彰显, 而绿色再制造技术就是节约资源的一种行之有效的办法。绿色再制造工程是以废旧产品为再制造毛坯, 以先进制造技术为手段, 来修复、改造

废旧产品的一系列技术措施或工程活动的总称, 以实现再制造产品的性能达到甚至超过新造产品的目的^[1]。

再制造过程中毛坯结构上的局部失效区域可用先进技术手段进行修复, 但其长期服役过程中产生的疲劳累积损伤依然存在, 其损伤程度与产品服役历史、使用状态以及使用环境等因素密切相关, 而废旧产品的服役记录无法全面记录这些信息, 因此如何准确描述再制造毛坯中存在的疲劳累积损伤将成为制约其剩余寿命评估的关键因素。

* 国家自然科学基金(51105205)和江苏省高级访问工程师(2014FG060)资助项目。20141127 收到初稿, 20150605 收到修改稿

自从 1924 年疲劳损伤的概念被提出以来, 广大科研工作者至少提出了超过 50 种的疲劳累积损伤模型^[2]。其中较为常用的模型主要有 MINER^[3]提出的线性疲劳累积损伤模型、MANSON^[4]提出的双线性疲劳累积损伤模型、ELLYIN 等^[5]提出的基于能量的疲劳累积损伤模型、CHABOCHE 等^[6]提出的非线性连续疲劳累积损伤模型。

以上常用模型都没有考虑裂纹闭合对疲劳损伤的影响, 但裂纹闭合导致疲劳裂纹扩展的严重受阻, 故而能够增强易于疲劳断裂的材料和结构的损伤容限特性^[7], 忽视裂纹闭合效应往往会导致过度保守的寿命估计, 从而引起不必要的材料及经济损失, 因此寿命评估分析时应考虑裂纹闭合效应对疲劳损伤的影响, 以提高寿命评估模型的准确性与经济性, 而准确与经济对再制造毛坯的寿命评估而言更具有非凡意义。

CHABOCHE 等提出的模型由于考虑了疲劳极限以下应力造成的损伤、加载顺序及平均应力的影响, 且模型参数易于获取, 因此获得了较为广泛的应用。文献[8-11]就是 CHABOCHE 模型的典型应用。但该模型没有考虑裂纹扩展速率对损伤及寿命的影响, 本文在考虑裂纹闭合效应对疲劳累积损伤影响的基础上, 对 CHABOCHE 的模型进行修正, 并通过拉压疲劳试验获得相关参数, 以期获得更准确的疲劳累积损伤及寿命评估模型, 以提高再制造毛坯剩余寿命预测的可靠性及经济性。

1 非线性疲劳累积损伤模型修正

CHABOCHE 提出的非线性连续疲劳累积损伤模型形式如下^[6]

$$dD = f(\sigma_{\max}, \sigma_m, D) dN \quad (1)$$

式中 D ——损伤变量;

N ——疲劳载荷作用次数;

$\sigma_{\max}$ ——最大应力;

σ_m ——平均应力。

对于单轴疲劳问题, CHABOCHE 建议采用(2)式表示损伤与疲劳载荷作用次数的关系^[6]

$$dD = [1 - (1 - D)^{\beta+1}]^{\alpha} \left[\frac{\sigma_a}{M_0(1 - b\sigma_m)(1 - D)} \right]^{\beta} dN \quad (2)$$

式中 σ_a ——应力幅;

β, M_0, b ——与材料相关的参数;

α ——与损伤及载荷都有关的参数。

文献[8, 11]建议 α 用式(3)表示

$$\alpha = 1 - \frac{1}{H} \left(\frac{\sigma_{\max} - \sigma_R}{\sigma_b - \sigma_{\max}} \right)^a \quad (3)$$

式中 σ_R ——材料对应应力比 R 下的疲劳极限;

σ_b ——材料强度极限;

H, a ——试验常数。

式(3)中若 $x > 0$, $\langle x \rangle = x$; 若 $x \leq 0$, 则 $\langle x \rangle = 0$ 。

对金属材料, DATTOMA 建议取 $H = 0.0801$, $a = 0.434$ 。

1.1 裂纹闭合对疲劳损伤的影响

1970 年 ELBER 首次提出裂纹闭合机制, 其试验结果表明, 即使试样在只承受拉伸载荷的情况下, 疲劳裂纹也能闭合。ELBER 认为疲劳裂纹并不是任何时候都会扩展, 只有载荷大到能够克服裂纹尖端塑性区的阻碍后, 裂纹才能张开进而才会扩展, 在此之前, 即使有载荷作用, 裂纹依然处于闭合状态。据此, ELBER 提出了有效应力强度因子范围的概念

$$K_{\Delta eff} = K_{\max} - K_{op} \quad (4)$$

式中 $K_{\Delta eff}$ ——有效应力强度因子范围;

$K_{\max}$ ——最大应力强度因子;

K_{op} ——张开应力强度因子。

K_{op} 通常用补偿法测定的柔度曲线来确定^[7]。

也就是说, 只有应力强度因子大于 K_{op} 时, 裂纹才能扩展。因此, 裂纹扩展有效因子可定义为

$$\xi = \frac{K_{\Delta eff}}{K_{\Delta}} = \frac{K_{\max} - K_{op}}{K_{\max} - K_{\min}} = \frac{1}{1 - R} \left(1 - \frac{K_{op}}{K_{\max}} \right) \quad (5)$$

式中 ξ ——裂纹扩展有效因子;

K_{Δ} ——应力强度因子范围;

R ——应力比。

进而根据试验数据可得出裂纹扩展有效因子 ξ 与载荷比 R 之间的经验公式。随后国内外科工作者对裂纹闭合现象进行了大量研究, 得出了不同的裂纹扩展有效因子表达式, 部分表达式如表 1 所示。

表 1 裂纹扩展有效因子 ξ 表达式

裂纹扩展有效因子 ξ 表达式	材料	参考文献
$\xi = 0.9 + 0.2R^2 - 0.4R^4 (R \geq 0)$ $\xi = 0.9 (R < 0)$	7075	[12]
$\xi = 0.52 + 0.42R + 0.06R^2 (R \geq 0)$ $\xi = (0.52 - 0.1R)/(1 - R) (-2 \leq R < 0)$	2024	[13]
$\xi = 0.6684 - 2.4135R + 7.0077R^2 (0 \leq R \leq 0.5)$	316L 钢	[14]
$\xi = 0.75 + 0.3R + 0.15R^2 (-1 \leq R \leq 1)$	低碳钢	[15]

本文以马钢产低碳钢 Q345R 为研究对象, 故可以采用文献[15]给出的表达式表示裂纹扩展有效因子对疲劳累积损伤的影响。

考虑裂纹闭合效应后, 式(1)可修正为

$$dD_{\xi} = f[\sigma_{\max}, \sigma_m, \xi D] dN \quad (6)$$

式中 D_{ξ} ——考虑裂纹闭合效应的损伤。

进而式(2)可修正为

$$dD_{\xi} = [1 - (1 - \xi D)^{\beta+1}]^{\alpha} \left[\frac{\sigma_a}{M_0(1 - b\sigma_m)(1 - \xi D)} \right]^{\beta} dN \quad (7)$$

假设金属材料的初始损伤状态为 $D_0 = 0$ ($N = 0$)，材料破坏时 $D = 1$ ($N = N_f$)，将式(7)在 $D_{\xi} \in (0, 1)$ 间积分，可得材料的失效疲劳寿命为

$$N_f = \frac{1}{\xi} \frac{1}{1 - \alpha} \frac{1}{1 + \beta} \left[\frac{M_0(1 - b\sigma_m)}{\sigma_a} \right]^{\beta} [1 - (1 - \xi)^{\beta+1}]^{1 - \alpha} \quad (8)$$

若材料经历 N_n 次循环载荷作用后没有失效，疲劳损伤为 D_n ($0 < D_n < 1$)，将式(7)在 $D_{\xi} \in (0, D_n)$ 间积分，可得材料的使用疲劳寿命为

$$N_n = \frac{1}{\xi} \frac{1}{1 - \alpha} \frac{1}{1 + \beta} \left[\frac{M_0(1 - b\sigma_m)}{\sigma_a} \right]^{\beta} [1 - (1 - \xi D_n)^{\beta+1}]^{1 - \alpha} \quad (9)$$

将式(9)代入到式(8)，可得考虑裂纹闭合效应后材料损伤变量表达式

$$D_{\xi} = 1 - \left\{ 1 - [1 - (1 - \xi)^{\beta+1}] \left[\frac{N_n}{N_f} \right]^{\frac{1}{1 - \alpha}} \right\}^{\frac{1}{1 + \beta}} \quad (10)$$

1.2 模型材料参数的确定

1.2.1 试验材料

本文选用马钢产 Q345R(16MnR)钢来确定非线性疲劳累积损伤模型的材料参数，Q345R 钢主要化学成分及力学性能如表 2 和表 3 所示^[16]。模型中涉及的材料疲劳极限由疲劳试验确定，疲劳试验用到的试件形状与尺寸如图 1 所示。

表 2 Q345R 化学成分 %

元素	C	Si	Mn	S	P
Q345R	≤0.20	0.20~0.60	1.20~1.60	≤0.035	≤0.035

表 3 Q345R 力学性能

抗拉强度/MPa	屈服强度/MPa	弹性模量/GPa	密度/(kg/m ³)
582	378	209	7 850

图 1 疲劳试件形状及尺寸

1.2.2 参数确定

在室温和标准大气环境下进行轴向拉压疲劳试验，应力比 $R = -1$ ，频率为 15 Hz，试验过程分为 6 级应力，每级应力水平试验 3 根疲劳试件。由疲劳试验得到 Q345R 钢的 $S-N$ 曲线如图 2 所示，由之得到其疲劳极限为 197 MPa。

图 2 Q345R 钢的拉压 $S-N$ 曲线

利用材料抗拉强度 σ_b ，拉压疲劳极限 σ_{-1} ，不同应力水平对应的最大应力 $\sigma_{\max}$ 等参数，根据式(3)可得不同应力水平对应参数 α 的值。依据式(8)和疲劳试验数据在软件 Origin 中采用自定义函数的方式进行拟合，即可得到式(8)中的各个材料参数： $\beta = 7.056$ ， $M_0 = 2\,796.788$ ，至此修正模型中的材料参数全部确定。

2 再制造毛坯剩余寿命评估

对再制造毛坯剩余寿命进行评估是检验废旧零部件能否用于再制造的前提，若其剩余寿命可以达到产品规定的一个生命周期，则可将之用于再制造，否则，即使该废旧零部件没有其他任何损伤，也不能将之用于再制造。

对再制造毛坯材料而言，因其已经有过服役经历，故初始损伤 $D_0 \neq 0$ ，设其初始损伤为 D_n ($0 < D_n < 1$)，将式(7)在 $D_{\xi} \in (D_n, 1)$ 间积分，可得再制造毛坯剩余疲劳寿命计算式

$$N_r = N_{\xi} \frac{1}{1 - \alpha} \frac{1}{1 + \beta} \left[\frac{M_0(1 - b\sigma_m)}{\sigma_a} \right]^{\beta} \quad (11)$$

$$N_{\xi} = \frac{1}{\xi} \left\{ [1 - (1 - \xi)^{\beta+1}]^{1 - \alpha} - [1 - (1 - D_{\xi})^{\beta+1}]^{1 - \alpha} \right\}$$

式中 N_r ——再制造毛坯剩余疲劳寿命；

N_{ξ} ——裂纹闭合寿命影响因子。

为模拟废旧零件的服役经历，对材料进行二级应力拉压疲劳试验，以第一级应力作用次数模拟试件再制造前已使用寿命，则试件断裂时第二级应力

作用次数为其剩余寿命。试验时应力比 $R=-1$, 频率为 15 Hz, 采用高-低(低-高)疲劳载荷对疲劳试件进行加载, 第一级应力下加载一定次数后, 转换为第二级应力继续加载, 直至试件失效。比较依据式(11)计算出的试件剩余寿命和第二级载荷实际作用次数, 以验证模型的正确性。

二级应力拉压疲劳试验采用的两级载荷为 340 MPa 和 300 MPa, 试验分两种情况: 一是先施加高载荷, 作用 20 000 次后再转换为低载荷作用, 直至试件断裂; 另一种情况与第一种情况相反, 即先施加低载荷, 作用 50 000 次后, 再施加高载荷, 直至试件断裂。记录试件断裂时第二级载荷的作用次数并和式(11)计算的剩余寿命比较, 结果表明采用低-高载荷加载方式, 模型计算结果和试验值吻合较好, 两者间的误差只有 13.76%, 但高-低加载方式下两者的误差高达 61.21%, 模型精度较差。分析其原因发现, CHABOCHE 非线性连续疲劳累积损伤模型考虑了加载顺序的影响, 但引入裂纹闭合效应对模型修正时并没有考虑加载顺序对裂纹闭合效应的影响, 因此造成模型精度较差。

为考虑载荷加载顺序对裂纹闭合效应的影响, 假设两级加载疲劳试验时, 第一级载荷作用次数为 n_1 , 第二级载荷作用次数为 n_2 , 第一级载荷单独作用直到试件断裂时的次数为 n_{f1} , 第二级载荷单独作用直到试件断裂时的次数为 n_{f2} , 则两级加载直至试件断裂时, 试件的实际损伤为 1, 但试件的计算损伤为

$$D_c = \frac{n_1}{n_{f1}} + \frac{n_2}{n_{f2}} \quad (12)$$

式中 D_c ——试件计算损伤。

实际损伤与计算损伤的差异是由于不同载荷对裂纹闭合影响程度不同造成的, 因此对裂纹有效扩展因子可按式(13)进行修正

$$\xi_m = (1/D_c)_x \quad \xi = \xi/D_c \quad (13)$$

式中 ξ_m ——考虑加载顺序后的裂纹有效扩展因子。

由此再制造毛坯剩余疲劳寿命计算式(11)可修正为

$$N_r = N_{\xi m} \frac{1}{1-\alpha} \frac{1}{1+\beta} \left[\frac{M_0(1-b\sigma_m)}{\sigma_a} \right]^\beta \quad (14)$$

$$N_{\xi m} = \frac{1}{\xi_m} \left\{ [1 - (1 - \xi_m)^{1+\beta}]^{1-\alpha} - [1 - (1 - D_\xi)^{1+\beta}]^{1-\alpha} \right\}$$

式中 $N_{\xi m}$ ——考虑加载顺序的裂纹闭合寿命影响因子。

引入加载顺序对裂纹闭合效应的影响后模型精度得到很大改善, 其主要原因是当载荷从一个加载块变到另一个加载块时, 裂纹扩展机制将发生明显变化, 且载荷从高到低或从低到高转变时, 其裂纹扩展机制的变化规律并不相同^[3], 因此考虑加载顺序的影响, 更符合载荷作用下裂纹扩展的实际情况, 故可提高模型精度。具体试验和模型计算结果如表 4 所示。表 4 中将 CHABOCHE 模型的计算结果也一并列出, 从表 4 中可以看出, CHABOCHE 模型的计算寿命和试验寿命的误差在低-高加载情况下为 21.25%, 而在高-低加载的情况下, 两者的误差高达 84.95%, 高于一次修正模型的 13.76%和 61.21%, 更是远高于二次修正模型的 4.09%及 12.98%。

表 4 试验与模型计算结果

加载 类型	第二级载荷作用次数			平均	CHABOCHE 模型		式(11)		式(14)	
	1	2	3		计算结果	误差(%)	结果	误差(%)	结果	误差(%)
高-低	70 411	68 896	41 317	60 208	111 357	84.95	97 062	61.21	68 023	12.98
低-高	57 039	52 376	57 093	55 503	43 711	21.25	47 866	13.76	57 772	4.09

对于实际零部件, 其使用疲劳寿命可由其服役历史进行测算, 再制造前的初始损伤 D_ξ 可按式(10)计算, 进而可由式(14)计算出再制造毛坯的剩余寿命。为判定毛坯能否用于再制造, 只要比较毛坯剩余寿命与零件许可寿命的差值即可, 若差值大于零, 则说明毛坯的剩余寿命可以满足零件下一个生命周期的需要, 可用于再制造, 反之则不能用于再制造。

3 结论

(1) 对 Q345R(16MnR)钢在室温大气环境下进

行了对称循环拉压疲劳试验, 得到了其拉压疲劳 $S-N$ 曲线。

(2) 进行了两级载荷加载对称循环拉压疲劳试验, 用第一级载荷作用次数模拟再制造毛坯的已使用寿命, 第二级载荷作用次数模拟再制造毛坯的剩余寿命。

(3) 考虑裂纹闭合效应对损伤影响情况下对 CHABOCHE 提出的非线性连续疲劳累积损伤模型进行了修正, 并利用试验数据得出了模型中的相关参数。修正后的疲劳累积损伤模型和试验结果吻合良好。

(4) 由修正后的非线性连续疲劳累积损伤模型得到了再制造毛坯剩余寿命评估模型,并在考虑加载顺序对裂纹闭合效应影响的情况下,对毛坯剩余寿命评估模型进行了进一步修正,二级加载疲劳试验结果表明本文模型计算精度很高,完全可以满足研究需要。

参 考 文 献

- [1] SMUROV I. Laser cladding and laser assisted direct manufacturing[J]. Surface & Coatings Technology, 2008, 202(18): 4496-4502.
- [2] FATEMI A, YANG L. Cumulative fatigue damage and life prediction theories: A survey of the state of the art for homogeneous materials[J]. International Journal of Fatigue, 1998, 20(1): 9-34.
- [3] MINER M A. Cumulative damage in fatigue[J]. Journal of Applied Mechanics, 1945, 67: A159-164.
- [4] MANSON S S. Interfaces between fatigue, creep, and fracture [J]. International Journal of Fracture Mechanics, 1966, 2: 328-363.
- [5] ELLYIN F, KUJAWSKI, D. Plastic strain energy in fatigue failure[J]. ASME Journal of Pressure Vessel Technology, 1984, 106: 342-347.
- [6] CHABOCHE J L, LESNE P M. A non-linear continuous fatigue damage model[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 1988, 11(1): 1-17.
- [7] 王光中. 材料的疲劳[M]. 2 版. 北京: 国防工业出版社, 1999.
WANG Guangzhong. Material fatigue [M]. 2nd ed. Beijing: National Defence Industry Press, 1999.
- [8] GIANCANE S, NOBILE R, PANELLA F, et al. Fatigue life prediction of notched components based on a new nonlinear continuum damage mechanics model[J]. Procedia Engineering, 2010: 1317-1325.
- [9] 林杰威, 张俊红, 张桂昌, 等. 基于连续非线性损伤的航空发动机叶片疲劳研究[J]. 机械工程学报, 2010, 46(18): 66-70.
LIN Jiewei, ZHANG Junhong, ZHANG Guichang, et al. Study on fatigue damage of aero-engine blade based on non-linear continuum damage model[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(18): 66-70.
- [10] 林有智, 傅高升, 李雷, 等. 钛合金非线性疲劳损伤工程模型研究[J]. 船舶力学, 2013, 17(11): 1300-1308.
LIN Youzhi, FU Gaosheng, LI Lei, et al. Study on non-linear fatigue damage engineering model for titanium alloy[J]. Journal of Ship Mechanics, 2013, 17(11): 1300-1308.
- [11] DATTOMA V, GIANCANE S, NOBILE R, et al. Fatigue life prediction under variable loading based on a new non-linear continuum damage mechanics model[J]. International Journal of Fatigue, 2006, 28(2): 89-95.
- [12] NEWMAN J C, WU X R, SWAIN M H, et al. Small-crack growth and fatigue life predictions for high-strength aluminium alloys. Part II: Crack closure and fatigue analyses [J]. Fatigue Fract. Engng. Mater. Struct., 2000, 23: 59-72.
- [13] MEGGIOLARO M A, TUPIASSU J, CASTRO P. On the dominant role of crack closure on fatigue crack growth modeling[J]. Int. J. Fatigue, 2003, 25: 843-854.
- [14] SINGH P J, MUKHOPADHYAY C K, JAYAKUMAR T, et al. Understanding fatigue crack propagation in AISI 316(N) weld using Elber's crack closure concept: Experimental results from GCMOD and acoustic emission techniques [J]. Int. J. Fatigue, 2007, 29: 2170-2179.
- [15] KUMAR R, SINGH K. Influence of stress ratio on fatigue crack growth in mild steel[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1995, 50: 377-384.
- [16] 陈运远. 机械工程材料性能数据手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 1995.
CHEN Yunyuan. Performance data sheet of mechanical engineering material[M]. Beijing: China Machine Press, 1995.

作者简介: 华亮, 男, 1979 年出生, 博士研究生, 讲师。主要研究方向为寿命评估及激光熔覆。

E-mail: hua672@163.com

田威(通信作者), 男, 1977 年出生, 博士, 副教授。主要研究方向为绿色再制造。

E-mail: tw_nj@nuaa.edu.cn

廖文和, 男, 1965 年出生, 博士, 教授, 博士研究生导师。主要研究方向为数字化设计制造技术。

E-mail: cnwho@nuaa.edu.cn

曾超, 男, 1986 年出生, 博士研究生。主要研究方向为损伤检测。

E-mail: poetal@126.com