

文章编号:1674-8190(2014)02-233-06

基于损伤力学预估点蚀疲劳寿命有限元法

苟义龙,殷之平,黄其青

(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

摘要:飞机使用环境谱的不断变化会对机体结构造成腐蚀损伤,工程上难以在外场环境下进行实时损伤检测与疲劳性能试验。点蚀作为腐蚀的初始阶段,危害性大,部位也难以预测。采用损伤力学和有限元相结合的方法,以材料疲劳 $S-N$ 数据为基础,将点蚀损伤认为是一种初始缺陷,建立基于损伤力学假设的点蚀损伤疲劳寿命预估方法,并提出一种改进型损伤参数反演方法。对点蚀疲劳失效过程进行数值模拟,模拟结果与试验结果吻合,证明该方法应用于金属材料点蚀疲劳问题中是合理的、可行的,为后续实际预腐蚀损伤疲劳研究奠定了基础。

关键词: 损伤力学;点蚀;疲劳寿命;疲劳损伤演化;有限元

中图分类号: O346.2; TG113.25

文献标识码: A

A Finite Element Method for Prediction of Pitting-corrosion Fatigue Life Based on Damage Mechanics

Gou Yilong, Yin Zhiping, Huang Qiqing

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

Abstract: The continuous effects of aircraft operational environment spectrum will cause corrosion damage to aircraft structures, which is difficult to detect or test in outside field. Based on the material's $S-N$ statistics and supposing the pitting-corrosion damage as the initial defect, a model to calculate the fatigue life of pitting-corrosion damage by combining the damage mechanics with the finite element method is established, and an improved damage parameters determining method is proposed. By comparing the simulation results of pitting-corrosion damage with the test results, the method is proved to be accuracy and feasible in assessing metallic pitting-corrosion damage and can be represented as references for further study in corrosion fatigue.

Key words: damage mechanics; pitting-corrosion; fatigue life; fatigue damage evolution; finite element

0 引言

腐蚀环境作用下飞机结构的制造、装配,飞机飞行、停放和维修等过程中都有可能发生腐蚀,其中飞机在地面停放时腐蚀损伤是最严重的,在高空飞行时的腐蚀可以不予考虑而只考虑疲劳影响^[1]。所以可将飞机结构的腐蚀疲劳问题看作是地面停放过程中的腐蚀损伤和飞行过程中的疲劳损伤地

交替作用,即:腐蚀—疲劳—再腐蚀—再疲劳……,直至结构破坏。

点蚀作为腐蚀的初始阶段,其危害性大,部位难以预测。韦丽金^[1]、张有宏等^[2]的研究都表明点蚀坑增大了结构发生疲劳断裂的概率,导致裂纹萌生,是降低飞机结构强度的一个主要因素。研究点蚀损伤对疲劳性能的影响是评定飞机日历寿命的重要环节。

在现行的疲劳分析中,不论是模型建立还是试验数据采集,都将裂纹形成和裂纹扩展作为两个彼此独立的过程分别处理^[3]。实际上,从损伤力学的观点看,裂纹的形成和扩展是材料内部损伤连续演

收稿日期:2013-09-02; 修回日期:2013-10-25

基金项目:国家自然科学基金(51174162)

通信作者:苟义龙,363016071@qq.com

化的过程。为了将疲劳失效的两个阶段有机地结合在一起,本文采用损伤力学和有限元相结合的方法对飞机结构点腐蚀疲劳寿命进行预估。使用材料的 S-N 曲线拟合疲劳演化方程中的参数,在有限元软件 ABAQUS 材料子程序中建立耦合疲劳损伤方程,在应力场中引入损伤场演化的影响,然后使用该损伤全耦合方法对结构疲劳裂纹萌生寿命进行预估,计算出其疲劳寿命,最后通过试验数据对分析结果进行验证。

1 损伤力学基本方程

(1) 损伤度及损伤本构方程

在交变载荷作用下,材料性质的劣化表现为材料刚度的下降。引入损伤度 D 表示材料劣化的程度^[3],即

$$D = 1 - \frac{E_D}{E} \quad (0 \leq D \leq 1) \quad (1)$$

式中: E 为材料无损时的弹性模量; E_D 为材料损伤度为 D 时的弹性模量。

考虑损伤度后,材料含损伤时的本构关系变为

$$\sigma = E(1 - D)\varepsilon \quad (2)$$

$$[\tilde{E}] = \begin{bmatrix} (\lambda + 2\mu)(1 - D) & \lambda(1 - D) & \lambda(1 - D) & & & \\ \lambda(1 - D) & (\lambda + 2\mu)(1 - D) & \lambda(1 - D) & & & \\ \lambda(1 - D) & \lambda(1 - D) & (\lambda + 2\mu)(1 - D) & & & \\ & & & \mu(1 - D) & 0 & 0 \\ & & & 0 & \mu(1 - D) & 0 \\ & & & 0 & 0 & \mu(1 - D) \end{bmatrix} = (1 - D)[E] \quad (4)$$

式中: λ, μ 为拉梅常数, $\lambda = \frac{E\nu}{(1+\nu)(1-2\nu)}$, $\mu = \frac{E}{2(1+\nu)}$; E, ν 分别为弹性模量和泊松比。

2 损伤演化方程中材料参数的确定

运用单轴加载下的损伤演化方程,含有四个材料参数,文献[3]详细介绍了这四个参数的确定方法。前提是必须知道材料光滑试样 S-N 曲线以及距中值疲劳曲线最远点坐标 $(\sigma_{\max}^*, N_{f_0}^*)$ 。文献[7-9]给出了 2024-T3 铝合金板材($K_T=1$)不同应力比下

式中: σ, ε 分别为应力、应变。这一本构关系反映了损伤场与应力应变场之间的耦合关系。

(2) 疲劳损伤演化方程^[3]

$$\frac{dD}{dN} = \frac{\alpha}{p+1} \left(\frac{1}{2E}\right)^{p+1} \left(\frac{1}{1-D}\right)^{2p+2} \cdot [\sigma_{Me}^{2p+2} - \sigma_{th0}^{2p+2} (1-D)^{(0.5+\beta)(2p+2)}] \quad (3)$$

式中: N 为应力循环次数; σ_{Me} 为材料受到最大载荷时对应的等效应力; σ_{th0} 为无初始损伤时对应的应力门槛值; β 为调节参数; α, p 为材料损伤参数。材料参数拟合方法参见文献[4],材料试验数据参见文献[5]。

(3) 耦合疲劳损伤材料模型

F. Sidoroff^[6]提出的各向异性损伤模型,假设损伤主轴和应力、应变主轴三者互相重合,材料初始状态为各向同性弹性体,加载后由于损伤的存在而显示出材料的正交各向异性。本文采用的损伤模型只考虑单元总的损伤大小,忽略各个方向的损伤差异,可以对照无损材料本构方程和损伤材料本构方程,得到受损材料有效弹性矩阵:

的 S-N 曲线,但无法确定距中值疲劳曲线最远点坐标,而该点的坐标值直接影响到损伤参数的精度,从而影响寿命预测。

常规损伤参数拟合方法在本文中并不适用,因此为了确定材料参数,提出一种改进的损伤演化参数确定方法,具体流程如图 1 所示。

考虑损伤调节参数 β 对拟合结果影响较小,因此固定 $\beta=1.0$ 。假设中值疲劳曲线即为理想疲劳曲线,相同水平机械加工产生的初始损伤度为 0,因此应力门槛值 $\sigma_{th0}=207.69$ MPa,预拟合参数如表 1 所示。

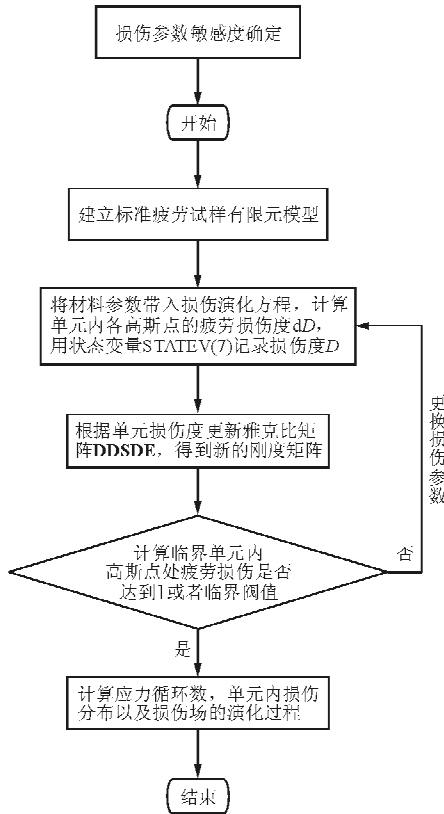


图 1 损伤演化方程材料参数确定流程图

Fig. 1 Damage evolution equation to determine the material parameters flowchart

表 1 2024-T3 铝合金板材损伤演化参数拟合表

Table 1 Damage evolution parameters fitting table of 2024-T3 aluminum alloy plate

系列	$2p+2$	$\alpha/[10^{-6}\text{MPa}^{-(p+1)}]$
1	5.518 675	3.307 04
2	4.414 940	3.968 45
3	5.960 169	5.820 39
4	5.932 576	5.703 98
5	5.920 710	5.646 94

将一组损伤演化参数代入损伤演化方程,在 ABAQUS 提供的用户子程序接口上编写 UMAT 子程序,引入有效弹性矩阵以建立耦合疲劳损伤模型,每隔一定的载荷循环后进行单元刚度矩阵的重新计算,对标准试样的疲劳损伤累积过程进行分析,得到试样在不同应力水平 S_{max} 下疲劳损伤度随载荷循环的变化曲线如图 2 所示。拟合的 $S-N$ 曲线对比如图 3 所示。

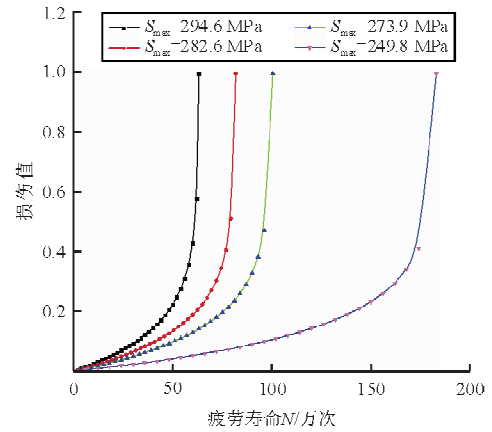


图 2 标准疲劳试样在不同 S_{max} 时的损伤曲线
Fig. 2 Damage curves of standard fatigue specimen in different S_{max}

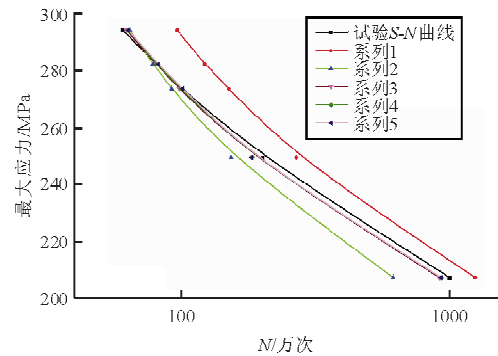


图 3 不同损伤参数计算疲劳曲线与试验的比较
Fig. 3 Comparison of fatigue curve between calculated and test in different damage parameters

为了确定哪组损伤参数计算的疲劳寿命更接近试验寿命,遵循相对误差平方和最小的原则。相对误差平方和计算公式为

$$Q = \sum_{i=1}^N \left(\frac{y_i - y_i^*}{y_i^*} \right)^2 \quad (5)$$

式中: y_i 为计算寿命; y_i^* 为试验寿命。

根据式(5),相对误差平方和的计算结果如表 2 所示。

表 2 相对误差平方和计算结果

Table 1 Calculation results of square sum for relative error

系列	$2p+2$	$\alpha/[10^{-6}\text{MPa}^{-(p+1)}]$	Q/%
1	5.518 675	3.307 04	21.6
2	4.414 940	3.968 45	19.2
3	5.960 169	5.820 39	1.62
4	5.932 576	5.703 98	1.48
5	5.920 710	5.646 94	1.51

从表 2 可以看出:系列 4 的相对误差较小,仅为 1.48%,满足工程误差要求。因此确定材料损伤参数为: $\beta=1.0, 2p+2=5.932\ 576, \alpha=5.703\ 98 \times 10^{-6} \text{MPa}^{-(p+1)}$,应力门槛值 $\sigma_{th0}=207.69 \text{MPa}$ 。

3 单点蚀损伤分析

3.1 试验试样

S. I. Rokhlin 等^[10]为了研究单个点蚀坑对疲劳寿命的影响,提出了单点蚀坑试样(如图 4 所示)制取方法:通过直径恒定的圆棒状铜电极在 2024-T3 铝合金试样表面上放电,从而产生表面直径恒定、深度不同的单个蚀坑。然后进行疲劳试验研究了蚀坑深度与疲劳寿命之间的关系。疲劳断面的 SEM 图如图 5 所示。

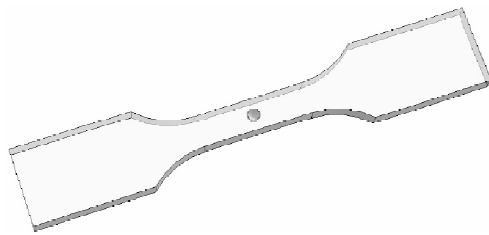


图 4 单点蚀试样示意图

Fig. 4 Schematic diagram of single pitting specimen

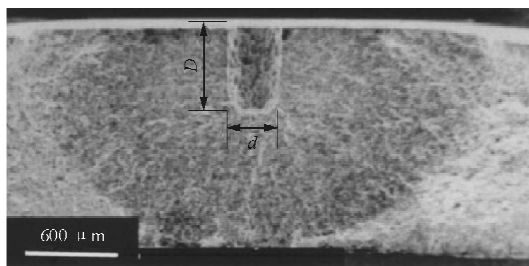


图 5 疲劳断面 SEM 图

Fig. 5 SEM diagram of fatigue fracture

3.2 有限元数值模拟

忽略实际点蚀坑根部的圆角,在 ABAQUS 中建立单点蚀坑结构有限元模型并进行网格划分;为提高计算精度,考虑开裂模式,对蚀坑周围应力集中区进行网格局部细化,以便选取适当单元进行损伤演化监测。有限元模型如图 6 所示。

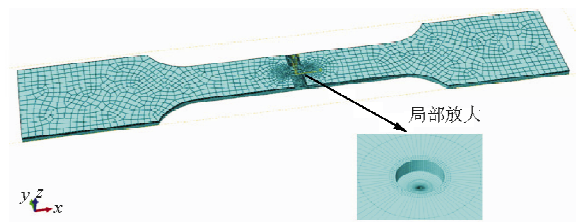


图 6 单点蚀有限元模型

Fig. 6 Finite element model of single pitting specimen

结构在疲劳加载过程中裂纹源通常会产生在腐蚀坑周围。随着循环次数的增加,裂纹源成为微观裂纹;微观裂纹进一步扩展,相互连通形成更大的裂纹,成为最终的宏观可见裂纹,直至最后试验件断裂。通常裂纹源在腐蚀坑的分布位置如图 7 所示。

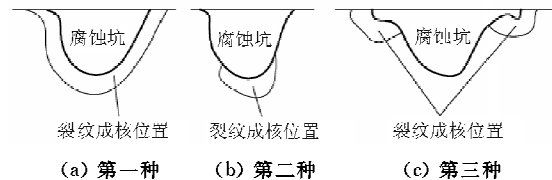


图 7 三种腐蚀坑开裂位置

Fig. 7 Three kinds of corrosion pits cracking position

对上述有限元模型进行静力分析,分析结果如图 8 所示。对照图 7 中的三种开裂位置,可以看出该结构开裂模式为第三种,孔的根部不存在应力集中,因此也验证了忽略根部圆角的可行性。

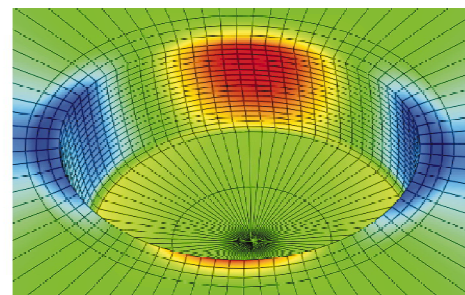


图 8 有限元静力分析结果

Fig. 8 Results of finite element static analysis

对孔边应力分析后发现孔洞附近部分单元应力水平已经超过屈服极限进入塑性范围,因此在疲劳寿命预估之前,必须进行塑性修正^[11]。结构存在高应力集中,但塑性区及其影响区仅局限于很小的范围内,按塑性力学守恒积分原理^[11],得到应力集中点的弹塑性应变能密度等于线弹性应变能密度,即根据如图 9 所示的曲线中三角形 OAB 的面积等于

曲边三角形 OCD 的面积,用以计算塑性修正后的应力^[12-13]。塑性修正后临界单元的承载能力下降,而与之相邻单元在下次损伤演化分析中就会分担这部分载荷,体现了“守恒”的意义。

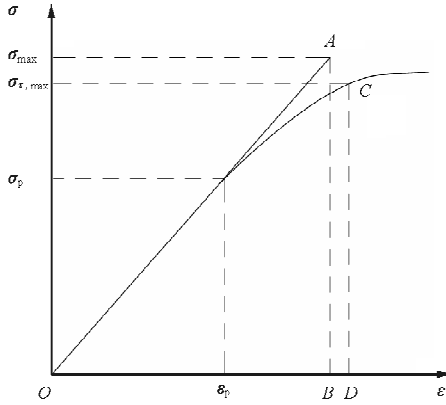


图 9 应力-应变曲线
Fig. 9 Stress-strain curve

当集中应力超过屈服应力进入塑性范围,不仅要考虑对应力的塑性修正,还应考虑塑性变形对初始损伤的修正。用 D_{op} 表示塑性变形造成的初始损伤,则

$$D_{op} = \left\{ \frac{W_p}{W_{pu}} \right\}^{\omega} \quad (6)$$

式中: W_p 与 W_{pu} 分别为修正后应力和强度极限相对应的塑性功。

考虑塑性效应,根据 2024-T3 铝合金板材试验应力-应变曲线数据^[7-9],运用守恒积分法^[11]进行应力修正,并根据张文姣等^[12]介绍的方法计算塑性变形引起的初始损伤 D_{op} ,修正后的结果和寿命对比结果如表 3 所示。

表 3 预测寿命与试验寿命对比

Table 3 Comparison the results between life forecast and experimental life

试件编号	$D/\mu\text{m}$	$d/\mu\text{m}$	最大应力(σ_{max})/MPa		塑性变形引起的 初始损伤(D_{op})	预测寿命/ (10^5 次)	试验寿命/ (10^5 次)	误差/%
			修正前	修正后				
1	30	230	352.9	337.1	0.02	7.08	7.4	-4.32
2	75	240	432.1	354.6	0.04	4.87	5.2	-6.35
3	170	240	525.1	386.1	0.05	3.11	3.4	-8.53

从表 3 可以看出,寿命预测值与试验值的绝对误差在 10% 之内,考虑到寿命试验值存在分散性,因此预测结果是合理的。

不同蚀坑尺寸的疲劳损伤曲线如图 10 所示,可以看出随着腐蚀深度的增加,结构寿命越来越小,与试验趋势吻合。

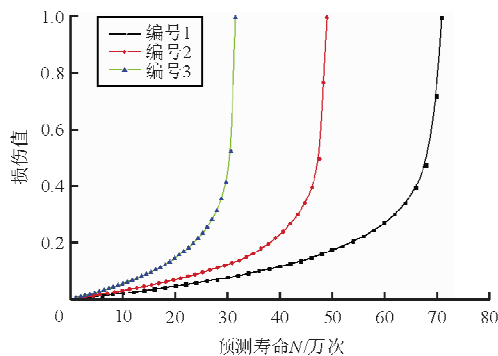


图 10 不同蚀坑尺寸的损伤曲线
Fig. 10 Damage curves of different pit dimensions

合来预估点蚀疲劳寿命方法其寿命计算结果的合理性,将该方法计算寿命与名义应力法插值计算寿命进行对比,对比结果如表 4 所示。可以看出,本文方法的计算结果与名义应力法计算结果是一致的。

表 4 损伤力学-有限元方法与名义应力法计算结果对比

Table 4 Comparison the results between damage method and nominal stress method

试件编号	损伤力学-有限元法/ (10^5 次)	实际结构应力 集中系数 K_t	名义应力法计算 寿命/(10^5 次)
1	7.08	1.55	8.04
2	4.87	1.90	2.78
3	3.11	2.31	1.14

4 结 论

(1) 将损伤力学和有限元相结合的方法运用到金属点蚀疲劳寿命预测中,精度满足工程要求,为后续结构腐蚀损伤疲劳寿命分析奠定了基础。

为验证本文提出的将损伤力学和有限元相结

(2) 提出了一种改进型损伤参数确定方法,从材料的疲劳寿命曲线出发,循环验证确定一组损伤参数,使其拟合的材料 S-N 曲线与试验的 S-N 曲线误差最小。

(3) 考虑结构存在点蚀坑,进行了塑性修正,修正后预测的寿命与试验结果基本符合,表明修正方法是可靠的、可行的。预测的疲劳寿命较试验寿命小,得到了较安全的结果。

参考文献

- [1] 韦丽金. 点蚀疲劳寿命估算方法[C]//中国航空学会青年工作委员会. 探索 创新 交流——第三届中国航空学会青年科技论坛文集(第三集). 贵阳, 2008: 516-520.
Wei Lijin. Study on estimating pitting corrosion fatigue life [C]//Youth Work Committee of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics. Explore innovate exchange—third youth science and technology forum of Chinese society of aeronautics and astronautics(3th episode). Guiyang, 2008: 516-520. (in Chinese)
- [2] 张有宏, 吕国志, 陈跃良. LY12-CZ 铝合金预腐蚀及疲劳损伤研究[J]. 航空学报, 2005, 26(6): 779-782.
Zhang Youhong, Lü Guozhi, Chen Yueliang. Predicting fatigue life from pre-corroded LY12-CZ aluminium test[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(6): 779-782. (in Chinese)
- [3] 张行. 断裂与损伤力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
Zhang Xing. Fracture and damage mechanics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006. (in Chinese)
- [4] 杨继运, 张行, 张珉. 基于疲劳裂纹形成曲线的裂纹扩展分析数值方法[J]. 机械工程学报, 2004, 40(7): 55-62.
Yang Jiyun, Zhang Xing, Zhang Min. Numerical method for crack extension analysis based on fatigue crack formation curve[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2004, 40(7): 55-62. (in Chinese)
- [5] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册: 静强度·疲劳/耐久性(第1卷)[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
Wu Xueren. Mechanical properties of metallic materials of aircraft structure manual: static strength·fatigue/durability(volume 1)[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996. (in Chinese)
- [6] Sidoroff F. Description of anisotropic damage application to elasticity[J]. Physical Non-linearities in Structural Analysis, 1981: 237-244.
- [7] MIL-HINDBK-5J Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures[S]. USA: AMSC, 2003.
- [8] 高镇同, 等. 疲劳性能试验设计和数据处理[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1999.
Gao Zhentong, et al. Fatigue property test design and data processing[M]. Beijing: Beihang University Press, 1999. (in Chinese)
- [9] 北京航空材料研究所. 航空金属材料疲劳性能手册[M]. 北京: 北京航空材料研究所, 1981.
AVIC Beijing Institute of Aeronautical Materials. Fatigue property manual of aeronautical metal materials[M]. Beijing: AVIC Beijing Institute of Aeronautical Materials, 1981. (in Chinese)
- [10] Rokhlin S I, Kim J Y, Nagy H, et al. Effect of pitting corrosion on fatigue crack initiation and fatigue life[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1999, 62(4/5): 425-444.
- [11] 张行, 吴国勋. 工程塑性理论[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 159-161.
Zhang Xing, Wu Guoxun. Engineering plasticity theory [M]. Beijing: Beihang University Press, 1998: 159-161. (in Chinese)
- [12] 张文姣, 王奇志, 张行. 构件疲劳寿命预估的改进型损伤力学方法[J]. 机械强度, 2009, 31(5): 866-870.
Zhang Wenjiao, Wang Qizhi, Zhang Xing. Improved damage mechanics method for fatigue life prediction[J]. Journal of Mechanical Strength, 2009, 31(5): 866-870. (in Chinese)
- [13] 张行, 赵军. 金属构件应用疲劳损伤力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1998.
Zhang Xing, Zhao Jun. Applied fatigue damage mechanics of metal component[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1998. (in Chinese)

作者简介:

苟义龙(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:结构疲劳与断裂。

殷之平(1977—),男,副教授。主要研究方向:结构疲劳、断裂与可靠性。

黄其青(1955—),女,教授,博导。主要研究方向:结构疲劳、断裂与可靠性。

(编辑:马文静)