

考虑裂纹形状变化的 TC4 钛合金振动 疲劳裂纹扩展寿命预测

杨 硕, 张俊红, 林杰威, 付 曦, 寇海军
(天津大学 内燃机燃烧学国家重点实验室, 天津 300072)

摘 要: 对 TC4 板材试件进行振动疲劳裂纹扩展试验, 测得裂纹扩展寿命与裂纹长度之间的关系. 使用超景深显微镜对裂纹形状进行观测和分析, 拟合裂纹形状参数. 将拟合表达式应用于应力强度因子幅值的计算中, 并对裂纹扩展寿命进行预测. 结果显示: 裂纹形状参数对预测结果影响较大. 当该参数取定值时, 预测结果与试验结果误差较大. 而所拟合的拟合表达式可以简单、准确地预测裂纹扩展寿命.

关 键 词: TC4 钛合金; 振动疲劳; 裂纹扩展; 裂纹形状; 寿命预测

中图分类号: V215.6

文献标志码: A

Vibration fatigue crack growth life prediction of TC4 titanium alloy by considering the influence of crack shape

YANG Shuo, ZHANG Jun-hong, LIN Jie-wei,
FU Xi, KOU Hai-jun

(State Key Laboratory of Engines, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: Based on the tests about vibration fatigue crack growth of TC4 plate, the relationship between crack growth life and crack length was got. Using the ultra-depth microscope to observe and analyze the crack shape, the crack shape parameter was fitted. The fitted parameter was applied to calculate the stress intensity factor range and predict the crack growth life. Comparing the test results with prediction results, it showed that the crack shape parameter greatly influenced the predicting results. When the parameter was given a constant value, the error between the prediction and tested results was large. However, the fitted crack shape parameter can be used to predicted the crack growth life much more conveniently and accurately.

Key words: TC4 titanium alloy; vibration fatigue; crack growth; crack shape; fatigue life prediction

压气机叶片是航空发动机的关键零件之一, 随着航空发动机推质比的增加以及叶片工作时间的延长, 其工作环境愈发恶劣. 航空发动机工作过程中的非稳态气动源、机械源等外载均会引起叶片的高频振动, 进而导致叶片的高周疲劳失效, 高周疲劳失效已经成为航空发动机失效的主要原因^[1-6].

针对叶片振动疲劳失效, 国内外学者开展了

大量研究. 其中, 将叶片简化为板材试件进行振动疲劳试验是一种常见的研究方法: 通过电磁激振器等设备产生基础激励, 调节激振器频率使试件发生共振 (一般是 1 阶弯曲共振), 进而分析试件的疲劳断裂失效, 如 Witek^[7] 测试了叶片在共振激励下的疲劳性能, 监测了裂纹萌生及裂纹扩展过程. 陶春虎等^[8] 研究了不同微观组织 (片状、网

收稿日期: 2015-01-22

基金项目: 高等学校博士学科点专项科研基金 (20130032130005); 天津市科技支撑计划重点项目 (13ZCZDGX00200)

作者简介: 杨硕 (1987—), 男, 辽宁葫芦岛人, 博士生, 主要从事航空发动机叶片寿命预测研究.

篮、等轴、双态)对 TC6 钛合金振动疲劳性能的影响. 肖寿庭等^[9]通过振动疲劳试验测得 LY12CZ 铝合金的动态疲劳 S-N 曲线. 胡海涛等^[10]研究了激振频率对铝合金板材振动疲劳特性的影响. 聂祥樊、何卫锋等^[11-12]分别通过振动疲劳试验研究了激光冲击对 TC11 钛合金和 1Cr11Ni2W2MoV 不锈钢材料疲劳性能的影响. 但是通过以上文献可以看出, 目前对于振动疲劳的研究更多聚焦于各种内外部因素对疲劳寿命的影响, 而具体到裂纹扩展过程的研究较少, 对于裂纹形状变化的研究少之又少.

航空发动机叶片在维修中属于视情维修件, 当叶片缺陷(如击伤、磨损、变形等)尺寸较小时, 允许继续使用, 因此进行叶片的损伤容限研究至关重要. 本文基于 TC4 钛合金板材振动疲劳裂纹扩展试验, 通过超景深显微镜观测断口表面, 反推裂纹形状变化过程, 分析裂纹形状变化规律, 并将其应用于试件的裂纹扩展寿命预测当中, 结果显示了较好的预测精度.

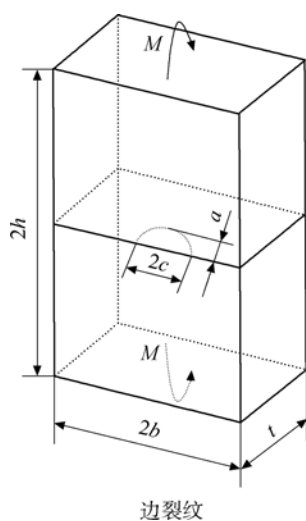
1 裂纹扩展寿命预测相关理论

1.1 板材应力强度因子计算

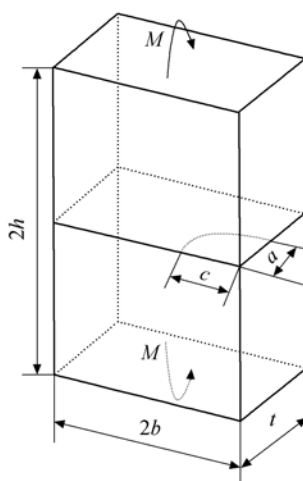
对于受弯曲载荷作用下矩形板的应力强度因子计算方法, 国内外学者提出了多种经验公式. 参考文献^[13]中给出了如下公式:

$$K_I = F\sigma\sqrt{\pi c} \quad \sigma = \frac{6M}{t^2}$$

$$F = 1.122 - 1.40 \frac{c}{t} + 7.33 \left(\frac{c}{t} \right)^2 - 13.08 \left(\frac{c}{t} \right)^3 + 14.0 \left(\frac{c}{t} \right)^4 \quad (1)$$



边裂纹



角裂纹

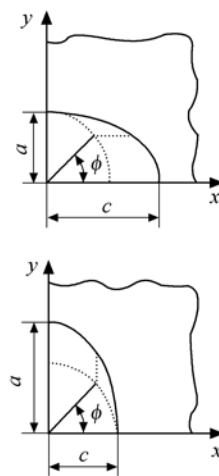


图1 边裂纹、角裂纹尺寸及参量角 ϕ 定义

Fig. 1 Definition of geometry and parametric angle ϕ of corner crack and surface crack

式中 K_I 为 I 型应力强度因子, σ 为应力, F 为边界修正因子, c 为裂纹长度, t 为试件厚度, M 为弯矩. 但是式(1)在计算时将裂纹简化为穿透型裂纹, 即将裂纹形貌简化为矩形, 只通过裂纹长度 c 对裂纹形状进行表达. 而在实际中, 矩形板在弯曲载荷下的早期裂纹为非穿透型裂纹, 对其描述一般是将裂纹形状近似为半椭圆形(边裂纹)或者 1/4 椭圆形(角裂纹), 如图 1 所示.

Newman 和 Raju^[14]同时考虑裂纹长度(椭圆长轴)、裂纹深度(椭圆短轴)、参量角、试件厚度的影响, 给出了裂纹前缘应力强度因子表达式:

$$K = H\sigma_b \sqrt{\pi \frac{a}{Q}} F \left(\frac{a}{t}, \frac{a}{c}, \frac{c}{b}, \phi \right) \quad (2)$$

式中 H 为弯曲载荷修正参数; σ_b 为远场弯曲应力, $\sigma_b = 3M/bt^2$; Q 为形状因子; a 为裂纹深度; b 为试件宽度(角裂纹)或试件宽度的 1/2(边裂纹); ϕ 为参量角. 这些参数的定义可见图 1, 应力强度因子计算的详细表达式可见参考文献^[14].

1.2 裂纹扩展寿命预测

对于裂纹扩展寿命的预测, 一般依据 Paris 公式^[15]进行计算:

$$\frac{da}{dN} = C_D (\Delta K_D)^{n_D}$$

$$\frac{dc}{dN} = C_B (\Delta K_B)^{n_B} \quad (3)$$

式中 N 为循环次数; C_D, C_B, n_D, n_B 分别为材料参数; $da/dN, dc/dN$ 分别为裂纹最深点 D 与裂纹表面点 B 处的裂纹扩展速率; $\Delta K_D, \Delta K_B$ 分别裂纹最深点 D 与裂纹表面点 B 处的应力强度因子幅值, 可以通过式(2)进行计算.

次,通过超景深显微镜测量表面裂纹长度 c . 出现宏观裂纹 ($c \approx 0.5 \text{ mm}$) 后,每隔 2000 循环停机测量表面裂纹长度. 疲劳寿命试验结果如表 2 及图 5 所示,其中 CG1, CG2, CG3 为试件编号.

表 2 试验结果

Table 2 Test results

参数	CG1	CG2	CG3
尖端振幅 $2A/\text{mm}$	24	26	27
表面最大应力/MPa	517	569	595
最终表面裂纹长度 c_c/mm	3.52	5.55	1.64
全寿命 N_f/cycles	89 729	79 520	57 916
裂纹位置	角裂纹	角裂纹	边裂纹
a_c/c_c	0.294	0.229	0.395

注:① a_c/c_c 为最终裂纹深度与裂纹长度之比;② 对于角裂纹, c_c 为表面裂纹总长度;对于边裂纹, c_c 为表面裂纹长度的一半.

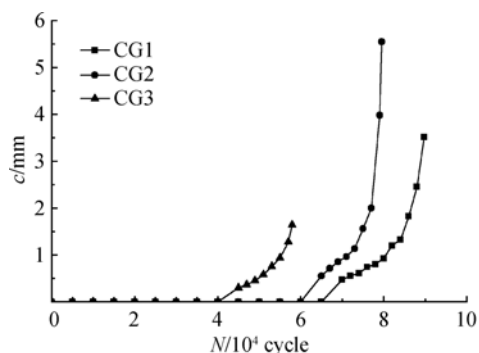


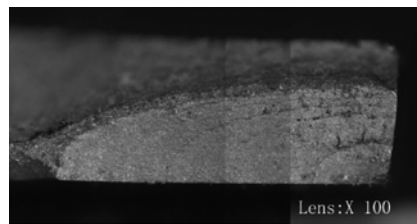
图 5 裂纹扩展寿命试验结果

Fig. 5 Test results of crack growth life

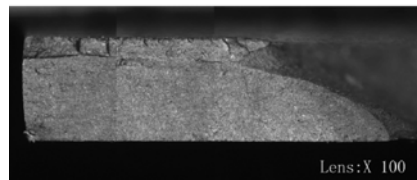
3.3 裂纹形状分析

试验结束后,使用拉伸试验机将试件拉断,使用超景深显微镜对断面进行观测. 图 6 所示为典型断口裂纹形状照片,从图中可以看出,CG1, CG2 试件裂纹为角裂纹,CG3 试件为边裂纹.

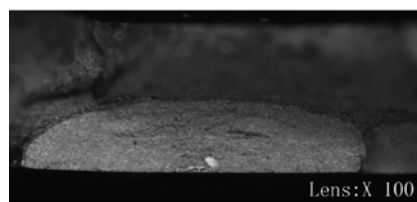
试件在弯曲载荷作用下的裂纹形状变化表现出与轴向拉压加载时不同的规律. 轴向载荷下的试件断口一般为 $a/c=1$ 的半圆形,随着裂纹长度的增加,断口的 a/c 基本不发生变化,如参考文献 [16-18] 中试验结果所示. 而在弯曲载荷作用下,由于试件表面和试件内部受到的应力大小不同,因此试件表面与试件内部裂纹也表现出不同的扩展速率,越靠近表面,裂纹扩展速率越快,这就造成了裂纹形状越来越扁,如图 6(a) 所示图片中疲劳弧线的变化可以明显看出椭圆形状的变化



(a) CG1试件



(b) CG2试件



(c) CG3试件

图 6 试件断口裂纹形状

Fig. 6 Crack shape of specimen fracture surface

规律.

通过超景深显微镜对裂纹尺寸进行测量,观测试件既包括以上 3 个裂纹扩展试件,也包括其他全寿命疲劳试件(中间未经暂停观测裂纹长度),观测数据包括裂纹前缘曲线及断面上较明显的裂纹弧线. 统计结果如图 7 所示, c 对于角裂纹,代表试件表面裂纹长度;而对于边裂纹, c 代表试件表面裂纹长度的一半. 角裂纹和边裂纹二次拟合式分别为

$$\text{边裂纹 } a/c = 0.6118 - 0.1080c + 0.0085c^2$$

$$\text{角裂纹 } a/c = 0.6040 - 0.1303c + 0.0121c^2$$

(4)

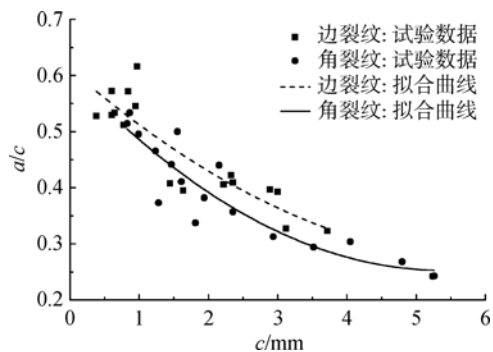


图 7 断口形状与表面裂纹长度拟合曲线

Fig. 7 Crack shape and fitted curves of surface crack length

根据式(4)对裂纹扩展试件断面形状变化进行表达,结果如图 8 所示,图中数字代表与裂纹前缘曲线相对应的疲劳寿命.由图中可见,对于角裂纹和边裂纹,式(4)均可以较好地表达裂纹形状变化,拟合曲线与断面实际裂纹形状基本一致.另外,裂纹扩展寿命要明显短于裂纹萌生寿命,随着裂纹长度的增加,裂纹扩展越来越快.

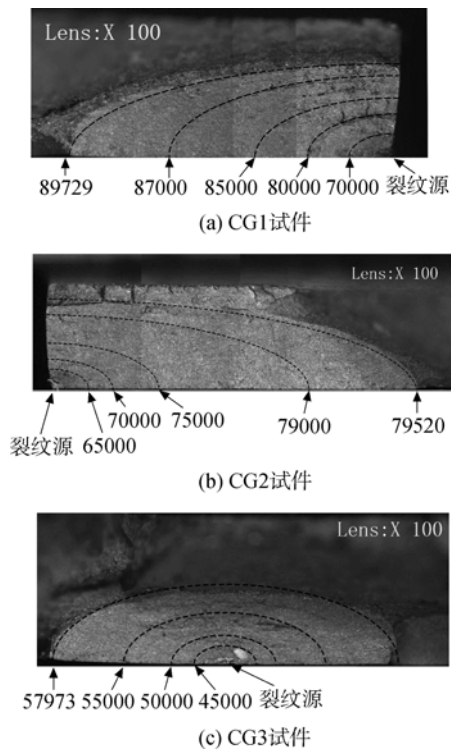


图 8 裂纹形状拟合及相应疲劳寿命(单位:cycle)

Fig. 8 Fitted crack shape and corresponding fatigue life (unit: cycle)

3.4 裂纹扩展速率

根据图 5 中的 $c-N$ 曲线拟合 Paris 公式(式(3))中的材料参数 C, n . 裂纹扩展速率 da/dN 的计算采用修正割线法;应力强度因子幅值的计算采用式(2),其中 a/c 的取值采用两种方式:一是根据本文拟合的裂纹形状表达式(4)进行表达;二是将 a/c 固定为试件断面最终裂纹形状 a_c/c_c , CG1, CG2, CG3 三个试件的 a_c/c_c 分别为 0.294, 0.229, 0.395, 裂纹扩展速率试验结果和拟合曲线如图 9 所示.从图中可以看出, a/c 取值不同会对最后的 Paris 公式拟合结果产生较大影响, a/c 取固定值时,裂纹扩展速率拟合曲线要明显高于 a/c 取式(4)时的拟合曲线,计算结果的分散性也更大.

3.5 裂纹扩展寿命预测结果对比

采用 Paris 公式(式(3))对 3 个试件的裂纹

扩展寿命分别进行预测, Paris 公式参数 C, n 取值也分为两种,如图 9 所示的两条拟合曲线.不同应力加载下的裂纹扩展寿命预测结果分别如图 10 所示.从图中可以看出, a/c 取固定值时的预测结果与试验数据误差很大,而且偏大偏小不能确定.而按照式(4)的裂纹扩展寿命预测结果与试验结果基本一致,误差较小,误差来源主要为:图 9 中的 Paris 参数拟合结果是 3 个试件的平均值,再反过来用于预测每个试件的裂纹扩展寿命时,导致了误差的产生.

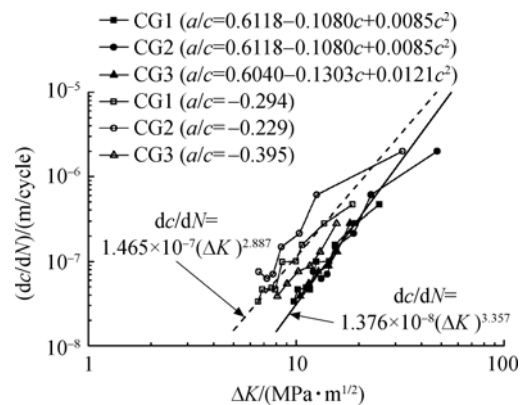
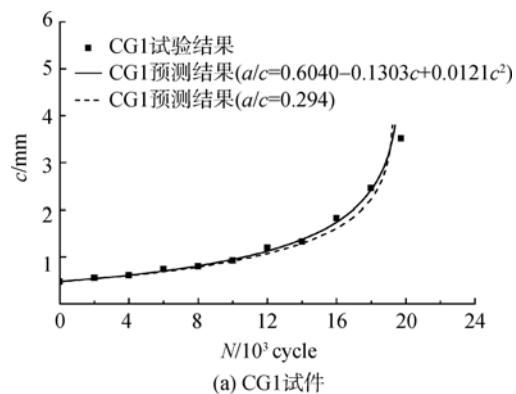
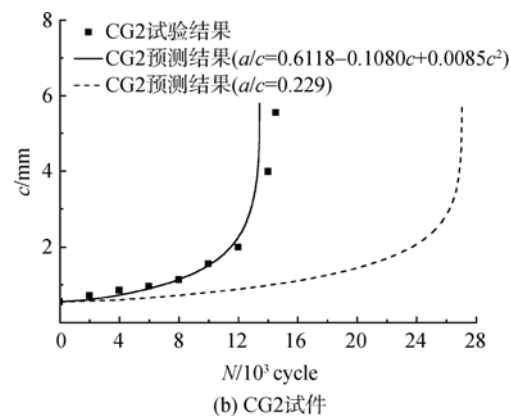


图 9 裂纹扩展速率结果

Fig. 9 Results of crack growth rate



(a) CG1试件



(b) CG2试件

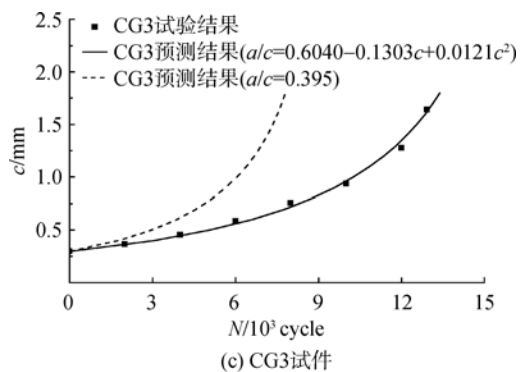


图10 裂纹扩展试验结果及预测结果对比

Fig. 10 Comparison of tested results and predicted results for crack growth life

4 结 论

1) 进行了 TC4 钛合金板材振动疲劳裂纹扩展试验,观测了裂纹长度与疲劳寿命之间的关系。

2) 试验结束后对断口裂纹形状进行了观测分析,拟合了裂纹形状参数 a/c 与 c 之间的关系式。

3) 裂纹扩展寿命预测结果与试验结果的对比表明:裂纹形状参数 a/c 对预测结果影响较大; a/c 取定值时,预测结果与试验结果误差较大;而本文拟合的 a/c 表达式可以准确地预测裂纹扩展寿命,计算过程也较简单。

参考文献:

- [1] Witek L. Crack propagation analysis of mechanically damaged compressor blades subjected to high cycle fatigue[J]. Engineering Failure Analysis, 2011, 18(4): 1223-1232.
- [2] Poursaeidi E, Aieneravaie M, Mohammadi M M. Failure analysis of a second stage blade in a gas turbine engine[J]. Engineering Failure Analysis, 2008, 15(8): 1111-1129.
- [3] Bhaumik S K, Sujata M, Venkataswamy M A, et al. Failure of a low pressure turbine rotor blade of an aeroengine[J]. Engineering Failure Analysis, 2006, 13(8): 1202-1219.
- [4] 张忠平,孙强,李春旺,等.航空发动机压气机叶片振动疲劳寿命与 af 值的关系[J].应用力学学报, 2006, 23(3): 459-461.
ZHANG Zhongping, SUN Qiang, LI Chunwang, et al. Relationship between fatigue life and af value for aero-engine compressor blades[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2006, 23(3): 459-461. (in Chinese)
- [5] 李静,孙强,李春旺,等.某型航空发动机压气机叶片振动疲劳寿命研究[J].应用力学学报, 2011, 28(2): 189-193.
LI Jing, SUN Qiang, LI Chunwang, et al. Study on the vibration fatigue life for aero-engine compressor blade[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(2): 189-193. (in Chinese)
- [6] 洪杰,张大义,陈璐璐.气流激励下的叶片高周疲劳寿命研究的发展[J].航空动力学报, 2009, 24(3): 652-661.
HONG Jie, ZHANG Dayi, CHEN Lulu. Review on investigation of high cycle fatigue failures for the aero engine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 652-661. (in Chinese)
- [7] Witek L. Experimental crack propagation and failure analysis of the first stage compressor blade subjected to vibration[J]. Engineering Failure Analysis, 2009, 16(7): 2163-2170.
- [8] 陶春虎,张少卿.不同组织类型 TC6 钛合金的振动疲劳特征[J].航空材料学报, 1989, 9(2): 32-38.
TAO Chunhu, ZHANG Shaoqing. Vibration fatigue characteristics of titanium alloy TC6 with various microstructures[J]. Journal of Aeronautical Materials, 1989, 9(2): 32-38. (in Chinese)
- [9] 肖寿庭,杜修德. LY12CZ 铝合金悬臂梁动态疲劳 S-N 曲线的试验测定[J].机械强度, 1995, 17(1): 22-24.
XIAO Shouting, DU Xiude. Measurement of a dynamic fatigue S-N curve for LY12CZ Al alloy cantilever specimens[J]. Journal of Mechanical Strength, 1995, 17(1): 22-24. (in Chinese)
- [10] 胡海涛,李玉龙,索涛,等. 2024 铝合金振动疲劳特性及断口分析[J].航空材料学报, 2013, 33(4): 78-83.
HU Haitao, LI Yulong, SU Tao, et al. Vibration fatigue and fracture performance of aluminum alloy 2024[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2013, 33(4): 78-83. (in Chinese)
- [11] 聂祥樊,何卫锋,臧顺来,等.激光冲击对 TC11 钛合金组织和力学性能的影响[J].航空动力学报, 2014, 29(2): 321-327.
NIE Xiangfan, HE Weifeng, ZANG Shunlai, et al. Effects on structure and mechanical properties of TC11 titanium alloy by laser shock peening[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 321-327. (in Chinese)
- [12] 何卫锋,李应红,李伟,等.激光冲击强化提高压气机叶片疲劳性能研究[J].航空动力学报, 2011, 26(7): 1551-1556.
HE Weifeng, LI Yinghong, LI Wei, et al. Laser shock peening on vibration fatigue behavior of compressor blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1551-1556. (in Chinese)
- [13] 中国航空研究院.应力强度因子手册[M].北京:科学出版社, 1981.
- [14] Newman J C, Jr, Raju I S. Stress-intensity factor equations for cracks in three-dimensional finite bodies subjected to tension and bending loads[R]. NASA TM 85793, 1984.
- [15] Paris P, Erdogan F. A critical analysis of crack propagation laws[J]. Journal of Fluids Engineering, 1963, 85(4): 528-533.
- [16] Newman J C, Jr, Raju, I S. An empirical stress-intensity factor equation for surface crack[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1985, 15(Suppl. 1/2): 185-192.
- [17] Newman J C, Jr. Fracture mechanics parameters for small fatigue cracks[R]. ASTM STP, 1149, 1992.
- [18] Caton M, John R, Porter W, et al. Stress ratio effects on small fatigue crack growth in Ti-6Al-4V[J]. International Journal of Fatigue, 2012, 38(5): 36-45.

(编辑:陈越)