

文章编号:1000-6893(2010)03-0519-07

喷丸强化 7475-T7351 铝合金的小裂纹 行为和寿命预测

陈勃, 高玉魁, 吴学仁, 马少俊

(北京航空材料研究院, 北京 100095)

Small Crack Behavior and Fatigue Life Prediction for Shot Peening Aluminum Alloy 7475-T7351

Chen Bo, Gao Yukui, Wu Xueren, Ma Shaojun

(Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

摘 要: 对 7475-T7351 铝合金进行了喷丸强化和未喷丸(机械加工后抛光)单边缺口拉伸(SENT)试样的小裂纹扩展行为试验研究,利用权函数法(WFM)和叠加原理分析计算了三维表面小裂纹在外加载荷和残余应力场联合作用下的应力强度因子(SIF),并将其加入到基于裂纹闭合的小裂纹扩展分析程序 FASTERAN3.9 中,采用该程序预测了均布外载荷 $\sigma_{\max}=160$ MPa、 $R=0.06$ 下,喷丸强化和未喷丸 SENT 试样自然萌生裂纹扩展的 $a-N$ 曲线。研究发现喷丸强化残余压应力对疲劳小裂纹扩展速率的降低是疲劳寿命延长最主要的原因,采用基于裂纹闭合的小裂纹扩展分析方法能够较好地定量描述喷丸强化的疲劳延寿作用。

关键词: 喷丸; 单边缺口拉伸试样; 残余应力; 应力强度因子; 疲劳寿命预测

中图分类号: V215 **文献标识码:** A

Abstract: Experimental study of small crack behavior is made on shot peening and un-shot peening single-edge-notch tension (SENT) specimens for aluminum alloy 7475-T7351. The weight function method (WFM) is used to calculate the stress intensity factors (SIF) for 3D small surface cracks under the combined action of external uniform load and residual stresses. The calculated SIF results are added to the small crack growth calculation program, FASTERAN3.9. This program is used to predict the fatigue life of naturally occurring small crack growth $a-N$ data of shot peening and un-shot peening SENT specimens under an external load of $\sigma_{\max}=160$ MPa and $R=0.06$. It is found that the reduction of small crack growth rate by shot peening residual stresses is the main cause for prolonging the fatigue life of the specimens, and the fatigue life prediction method based on small crack theory and crack closure concept can be well used to quantitatively predict the effect of prolonging fatigue life by shot peening

Key words: shot peening; single-edge-notch tension specimen; residual stresses; stress intensity factors; fatigue life prediction

喷丸是一种工程应用广泛的表面强化技术。喷丸强化对疲劳强度或疲劳极限的影响国内外已有深入研究,主要是喷丸产生的残余压应力提高了疲劳裂纹萌生的临界抗力并改变了疲劳裂纹源的萌生位置^[1-4]。喷丸对裂纹扩展性能的影响主要是残余压应力增加了裂纹闭合效应,降低了裂纹扩展有效应力强度因子(SIF) K 的范围 ΔK_{eff} ^[5]和应力比 R ,使得裂纹扩展速率显著下降。此外,裂纹萌生位置变化造成的 SIF 改变也是影响裂纹扩展的重要因素。

采用断裂力学方法定量评价表面强化技术的

延寿作用是表面强化研究中的一个关键问题,目前对疲劳小裂纹扩展方面的研究还有待深入。这是因为不仅金属材料疲劳寿命的绝大部分消耗在这一阶段^[6](航空铝合金 80%~90%的疲劳寿命消耗在裂纹长度小于数十微米的小裂纹扩展阶段),而且这一阶段的疲劳小裂纹又往往位于表面强化层残余应力场中的主要影响区域内,因此喷丸强化残余应力对小裂纹扩展阶段的影响是提高疲劳寿命的重要原因。

精确、高效地求解三维小裂纹在外载荷和残余应力场联合作用下的 SIF 是基于断裂力学方法进行喷丸强化疲劳寿命预测的技术关键。对于三维裂纹在远方均匀拉伸载荷作用下的 K 值求解问题,断裂界长期采用 Newman-Raju 的有限元解

拟合公式^[7],但对于其他更为复杂的应力场,有限元求解的工作量很大。W. Zhao等^[8]基于二维权函数封闭解^[9]和片条合成法的结合提出的三维裂纹权函数解法,为任意应力场中三维非穿透裂纹前缘各点 K 值的求解提供了灵活、高效、高精度的解析手段。

为了研究表面强化对疲劳小裂纹扩展行为和疲劳寿命的影响,本文选用7475-T7351铝合金材料进行了喷丸强化和未喷丸单边缺口拉伸(SENT)试样的小裂纹扩展行为对比试验研究,对表面喷丸强化层内的三维小裂纹的SIF和疲劳裂纹扩展速率作了分析计算,并对喷丸强化和未喷丸SENT试样进行了基于裂纹闭合和小裂纹扩展的疲劳全寿命预测。

1 小裂纹行为试验研究

1.1 材料与试样

本文选用7475-T7351铝合金进行试验研究,其化学成分为(质量分数):0.01%Si,0.053%Fe,1.43%Cu,0.0016%Mn,2.42%Mg,0.22%Cr,5.70%Zn,0.013%Ti,其余为Al。7475-T7351铝合金的静力性能为:拉伸强度 $\sigma_b=528$ MPa,屈服强度 $\sigma_{0.2}=450$ MPa,延伸率 $\delta_5=13.3\%$,断面收缩率 $\psi=44\%$ 。

小裂纹扩展采用的SENT试样如图1所示。SENT试样的长度方向平行于板材的轧制方向,试样的铣削加工过程尽量减小缺口根部残余应力的产生。对其中一部分试样按标准SAE AMS-S-13165进行了缺口表面的喷丸强化处理,并对残余应力的分布规律进行了测定和拟合^[5]。对铣削加工试样和喷丸强化试样进行化学抛光以去除缺口边缘的机械加工毛刺和喷丸的丸坑痕迹。化学

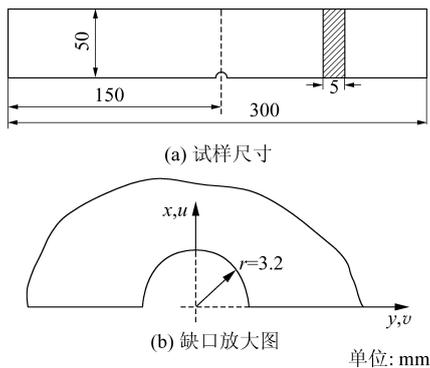


图1 SENT疲劳试样

Fig. 1 SENT fatigue specimen

抛光去除试样表面一层约20 μm 厚的材料,可尽量避免疲劳小裂纹在表面加工缺陷或丸坑处萌生。

1.2 试验研究方法

按文献^[7]的方法和小裂纹扩展测试标准,在液压伺服疲劳试验机上进行 $\sigma_{\max}=160$ MPa和 $R=0.06$ 条件下的小裂纹扩展试验研究。采用显微镜观测和醋酸纤维束薄膜复型相结合的方法记录疲劳小裂纹扩展的 $a-N$ (a 为三维裂纹沿表面方向的尺寸; N 为循环次数)数据;利用断口的扫描电镜(SEM)分析观察疲劳小裂纹的萌生位置和扩展形貌;对裂纹源进行能谱分析确定导致裂纹萌生的原因;通过对比两种试样的疲劳裂纹萌生、小裂纹沿表面扩展的 $a-N$ 曲线、 $da/dN-a$ (da/dN 为沿表面的裂纹扩展速率)曲线和 $dc/dN-\Delta K$ (dc/dN 为沿深度方向的裂纹扩展速率; ΔK 为应力强度因子变化范围)曲线来研究喷丸强化对疲劳小裂纹扩展行为的影响。

2 小裂纹试验结果与分析

未喷丸和喷丸强化SENT试样断口的疲劳源区放大照片如图2所示,复型法观察到的典型复型照片如图3所示。

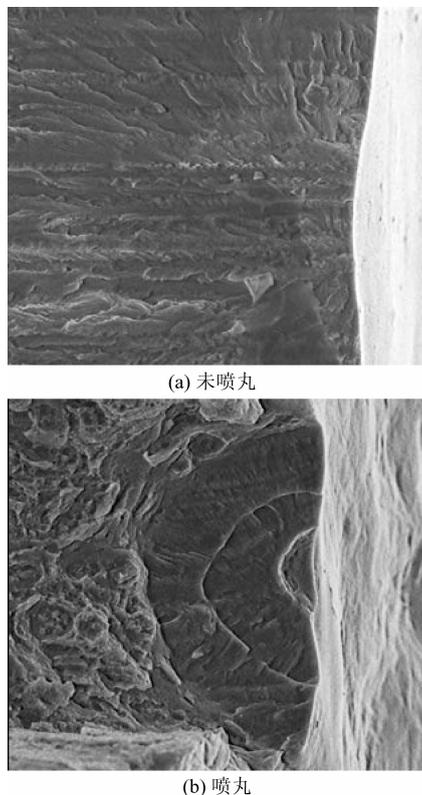


图2 试样断口的SEM照片

Fig. 2 SEM photographs of fatigue fracture surface

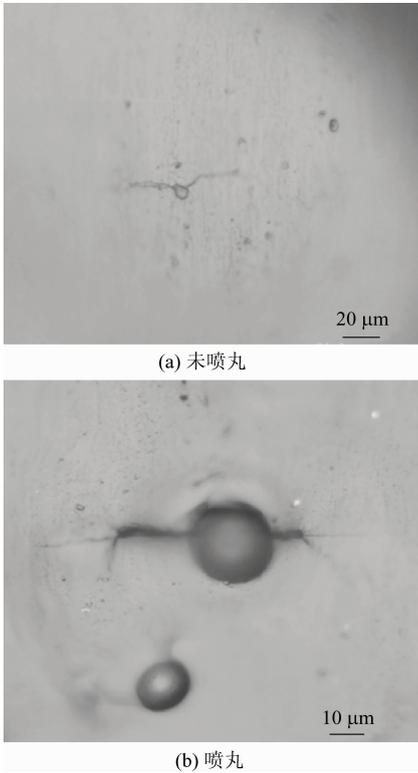


图 3 小裂纹扩展复型照片

Fig. 3 Plastic replica photographs of small crack

图 2 和图 3 以及疲劳源的能谱分析表明: 喷丸强化对 7475-T7351 铝合金的疲劳裂纹萌生机理没有产生影响。两种试样的疲劳小裂纹均从缺口根部表面萌生, 起源于直径约为 20 μm, 含 Si、Zn、Cu 和 Zr 等元素的第二相颗粒, 以近似半圆表面裂纹的形式向内部扩展, 且扩展过程中保持裂纹面半宽 a 和深度 c 比值的稳定。

复型法结合显微镜观测获得的裂纹扩展 $a-N$ 曲线如图 4 所示。从图中可以看出, 两种试样在疲劳载荷作用下会较快萌生疲劳小裂纹, 尤其是喷丸强化后试样的小裂纹扩展寿命占到疲劳全寿命的 80% 以上, 为基于小裂纹扩展进行喷丸强化试样的疲劳全寿命预测提供了试验依据。裂纹从

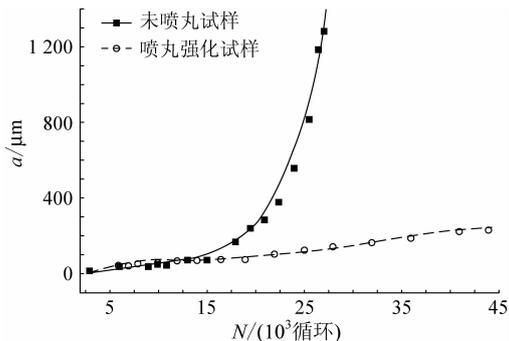


图 4 试验测定的 $a-N$ 曲线

Fig. 4 Crack length a against cycles N for small cracks

20 μm 扩展到 200 μm, 未喷丸试样用了约 17 000 个循环, 而喷丸强化后试样用了约 35 000 个循环。

利用割线法获得的 $da/dN-a$ 曲线如图 5 所示。疲劳小裂纹长度在小于 80 μm (15 000 循环前) 时, 两种试样的疲劳小裂纹扩展速率没有发现明显差异, 这可能是由于实际观测误差和小裂纹长度测量精度不高造成的; 而当疲劳小裂纹长度超过 80 μm 但不超过表面强化层深度 300 μm 的范围时, 由于残余压应力降低了有效 SIF 范围 ΔK_{eff} 和应力比 R ^[5], 喷丸强化试样的疲劳小裂纹扩展速率显著低于未喷丸试样; 而在长裂纹阶段, 残余应力转变为较小的拉应力, 对扩展速率影响很小。以上分析可知, 喷丸残余压应力对疲劳小裂纹扩展速率的降低是疲劳寿命延长最主要的原因。

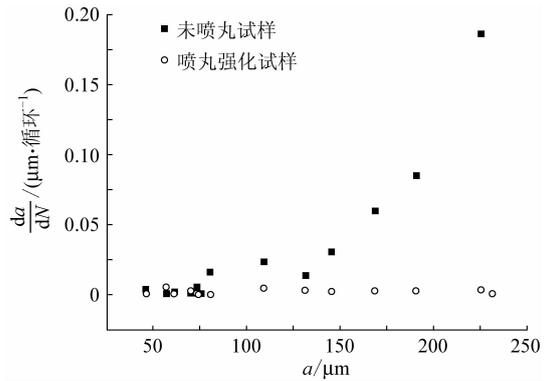


图 5 试验测定的 $da/dN-a$ 曲线

Fig. 5 Crack growth rate da/dN against a for small cracks

利用试验测得的 $a-N$ 数据和 a/c , 采用文献 [7] 中的公式计算了喷丸强化和未喷丸 SENT 试样沿深度 c 方向小裂纹扩展的 $dc/dN-\Delta K$ 数据, 并和长裂纹扩展基线进行了比较 (如图 6 所示):

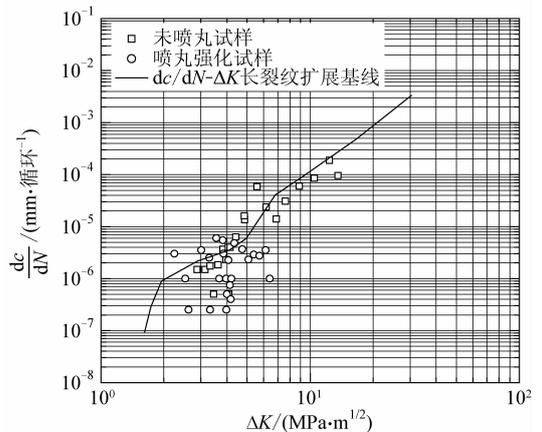


图 6 7475-T7351 铝合金的 $dc/dN-\Delta K$ 曲线

Fig. 6 $dc/dN-\Delta K$ curve of aluminum alloy 7475-T7351

未喷丸试样的小裂纹扩展速率和长裂纹扩展基线相当,没有发现明显的“小裂纹效应”,而喷丸试样的裂纹扩展速率显著低于未喷丸试样。

3 SIF 计算

高效获取三维小裂纹在远方均匀拉伸和残余应力联合作用下的 SIF 是进行小裂纹扩展计算和寿命预测的关键。权函数法(WFM)是一种高效灵活、使用方便、准确可靠的 SIF 求解方法,在二维和三维裂纹体分析中有着广泛的应用^[9]。尤其是权函数法在处理裂纹面任意受载条件下的高度灵活、适应性强、使用简单的特点,使它成为表面强化残余应力场中裂纹 SIF 计算的理想解析方法,其优点为:一旦得到了某种受载情况下的解,就可不受限制地用来求解任意载荷条件下的 SIF,而且求解过程非常简单,只需作下列一个积分运算^[9]:

$$K = \int_0^a m(a, x) \sigma(x) dx \quad (1)$$

式中: $m(a, x)$ 为权函数; $\sigma(x)$ 为无裂纹体中假想裂纹处的应力分布。

3.1 均匀拉伸载荷作用下的 SIF

采用文献[7]中的公式计算 SENT 试样缺口根部表面裂纹在远方均匀拉伸载荷 $\sigma = 160$ MPa 作用下沿深度 c 方向的 SIF,计算结果如图 7 所示。

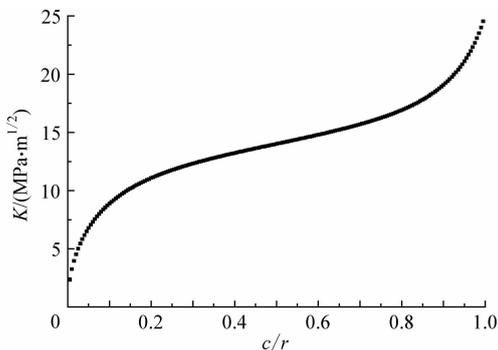


图 7 SENT 试样表面裂纹在 160 MPa 均匀拉伸载荷作用下沿深度方向的 SIF

Fig. 7 Calculated SIF for surface crack along depth direction in SENT specimen under $\sigma = 160$ MPa uniform tension

3.2 残余应力场作用下的 SIF

残余应力场假设沿宽度方向均匀分布,试验

测定的 7475-T7351 铝合金沿深度方向喷丸强化残余应力场的分布规律和多项式拟合如图 8 所示^[5]。

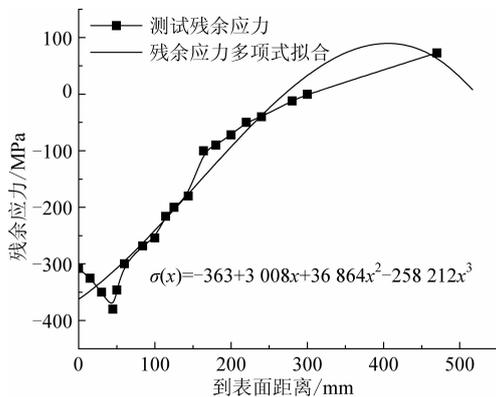


图 8 7475-T7351 铝合金 SENT 试样缺口根部喷丸残余应力沿深度方向的分布^[5]

Fig. 8 Residual stress vs depth at the root of semi-circular notch for shot peening 7475-T7351 aluminium alloy SENT specimen^[5]

本文采用类比法进行残余应力场作用下三维表面裂纹沿深度方向 SIF 的权函数求解。方法为:首先利用权函数程序计算出 SENT 试样二维穿透裂纹在残余应力场作用下的 SIF 曲线,如图 9 所示;然后通过计算参考均匀外载(100 MPa)作用下二维穿透裂纹和三维表面裂纹沿深度方向的 SIF,如表 1 所示,获得修正因子;最后利用该修正因子将残余应力作用下二维穿透裂纹的 SIF (K_{rs-2D}) 曲线类比修正到三维表面裂纹沿深度方向的 SIF (K_{rs-3D}) 曲线。

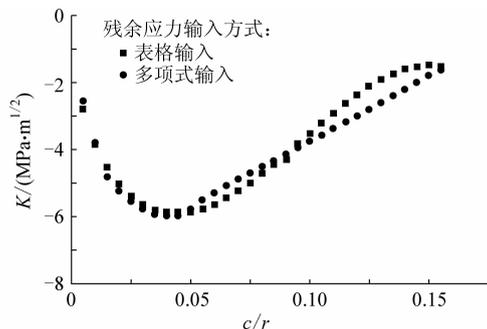


图 9 残余应力作用下 SENT 试样二维穿透裂纹的 SIF
Fig. 9 SIFs for 2D through crack under residual stresses

从图 9 可以看出,由于多项式拟合时的误差,导致多项式拟合法和分段线性化方法计算结果存在一些差别。对于应力分布变化显著的残余应力场,一般宜采用分段线性处理方法。

表 1 均匀外载 $\sigma=100$ MPa 作用下二维穿透裂纹与三维表面裂纹深度方向 SIF 计算结果

Table 1 Calculated SIFs for 2D through crack and 3D surface crack along depth direction under $\sigma = 100$ MPa uniform tension

$c/\mu\text{m}$	c/r	$K_{100-2D}/$ (MPa · m ^{1/2})	$K_{100-3D}/$ (MPa · m ^{1/2})	$\frac{K_{100-3D}}{K_{100-2D}}$	$K_{rs-2D}/$ (MPa · m ^{1/2})	$K_{rs-3D}/$ (MPa · m ^{1/2})
16	0.005	2.495	1.454	0.582 7	-2.565	-1.494
32	0.010	3.493	2.036	0.582 9	-3.790	-2.209
48	0.015	4.236	2.471	0.583 2	-4.800	-2.780
64	0.026	4.814	2.827	0.583 5	-5.288	-3.051
80	0.025	5.364	3.132	0.583 9	-5.544	-3.237
96	0.030	5.821	3.401	0.584 2	-5.770	-3.371
112	0.035	6.229	3.641	0.584 6	-5.912	-3.456
128	0.040	6.597	3.859	0.584 9	-5.981	-3.498
144	0.045	6.934	4.058	0.585 3	-5.980	-3.500
160	0.050	7.243	4.242	0.585 7	-5.760	-3.373
176	0.055	7.529	4.413	0.586 1	-5.482	-3.213
192	0.060	7.795	4.572	0.586 5	-5.278	-3.096
208	0.065	8.043	4.720	0.586 8	-5.082	-2.982
224	0.070	8.276	4.860	0.587 3	-4.882	-2.867
240	0.075	8.494	4.991	0.587 6	-4.695	-2.652
272	0.085	8.894	5.233	0.588 4	-4.321	-2.542
288	0.090	9.078	5.345	0.588 8	-4.128	-2.431
304	0.095	9.253	5.451	0.589 1	-3.932	-2.316
320	0.100	9.418	5.552	0.589 5	-3.743	-2.206

从表 1 结果可以看出,在相同的载荷作用下,三维表面裂纹深度方向的 SIF 与对应长度二维穿透裂纹 SIF 的比值稳定在 0.580 0~0.590 0 之间。利用该修正因子对图 9 结果进行修正,获得残余应力作用下三维表面裂纹沿深度方向的 SIF,如图 10 所示。

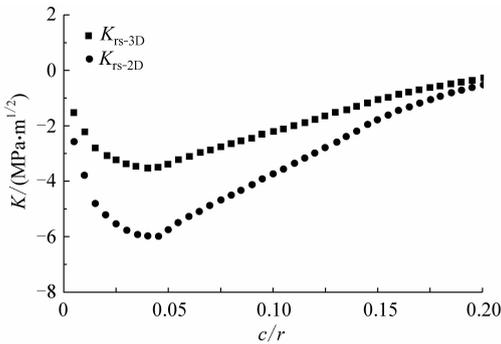


图 10 残余应力作用下的二维穿透裂纹与沿深度方向的三维表面裂纹的 SIF

Fig. 10 SIFs for 2D through crack and 3D surface crack along depth direction under residual stresses

3.3 外载和残余应力联合作用下的 SIF

将三维表面裂纹深度方向在残余应力作用下的 SIF 与外载荷 $\sigma=160$ MPa 作用下的 SIF 进行叠加,得到二者联合作用下的三维表面裂纹沿深

度方向的 SIF,如图 11 所示。

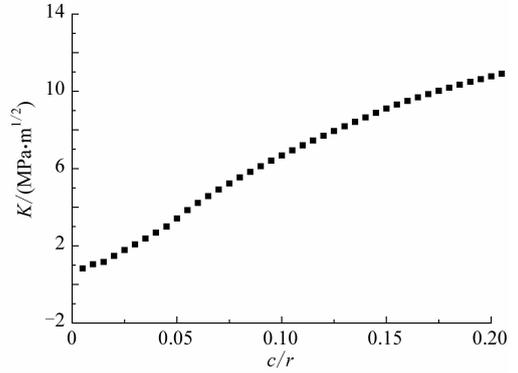


图 11 缺口三维表面裂纹在残余应力和 $\sigma=160$ MPa 联合作用下深度方向的 SIF

Fig. 11 SIFs for 3D surface crack along depth direction at notch root under residual stresses and $\sigma = 160$ MPa uniform tension

4 小裂纹扩展分析与寿命预测

将外载荷和残余应力联合作用下三维表面裂纹的 SIF 加入基于裂纹闭合的小裂纹扩展寿命预测程序 FASTRAN3.9 中^[10]。利用该程序进行未喷丸 SENT 试样和喷丸强化 SENT 试样在外载荷 $\sigma_{max}=160$ MPa, $R=0.06$ 作用下自然萌生裂纹扩展的 $a-N$ 曲线预测^[11-13],方法如下:

初始裂纹为半圆表面裂纹,取第二相颗粒尺寸为初始裂纹尺寸: $a_0=c_0=0.020$ mm,并假定扩展过程中 a/c 恒定为 1.0^[7]。假设从第 1 个循环裂纹就开始扩展,通过预测裂纹沿深度方向扩展的 $c-N$ 数据和 a/c 获取 SENT 试样三维裂纹沿表面扩展的 $a-N$ 曲线。预测所需的 $dc/dN-\Delta K_{eff}$ 基线数据由材料长裂纹扩展基线经过闭合分析获得,如表 2 所示。经过闭合分析后,不同应力比 R 下的有效裂纹扩展速率重合,如图 12 所示。图中:L-T 表示纵向加载。

表 2 7475-T7351 铝合金的 $dc/dN-\Delta K_{eff}$ 基线数据

Table 2 $dc/dN-\Delta K_{eff}$ baseline for aluminum alloy 7475-T7351

$\Delta K_{eff}/$ (MPa · m ^{1/2})	$dc/dN/$ (mm · 循环 ⁻¹)	$\Delta K_{eff}/$ (MPa · m ^{1/2})	$dc/dN/$ (mm · 循环 ⁻¹)
0.934	6.94×10^{-8}	2.710	3.37×10^{-6}
0.941	1.41×10^{-7}	3.060	5.30×10^{-6}
0.975	2.55×10^{-7}	3.700	1.69×10^{-5}
1.080	4.29×10^{-7}	4.310	3.75×10^{-5}
1.240	8.62×10^{-7}	5.070	6.67×10^{-5}
1.420	1.23×10^{-6}	8.540	2.46×10^{-4}
1.550	1.47×10^{-6}	11.400	5.40×10^{-4}
1.730	1.64×10^{-6}	16.500	1.31×10^{-3}
2.170	2.47×10^{-6}	19.200	2.35×10^{-3}

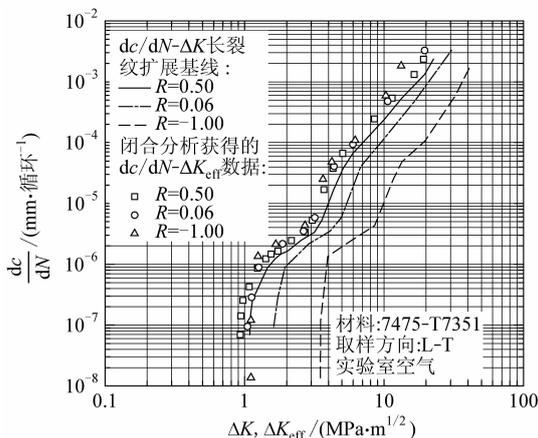


图12 7475-T7351 铝合金长裂纹扩展闭合分析和 $dc/dN-\Delta K$ 基线

Fig. 12 Crack closure analysis and $dc/dN-\Delta K$ baseline data for aluminum alloy 7475-T7351

图13给出了预测结果与试验结果的 $a-N$ 曲线对比,从图中可以看出两种试样的预测结果和试验结果都吻合较好。不仅再次证明了基于裂纹闭合的小裂纹扩展分析方法适用于铝合金试样自然萌生裂纹的疲劳全寿命预测,而且说明该方法能够较好地定量描述喷丸强化的疲劳延寿作用,它是进行残余应力作用下疲劳寿命预测的一种很有效的分析方法。

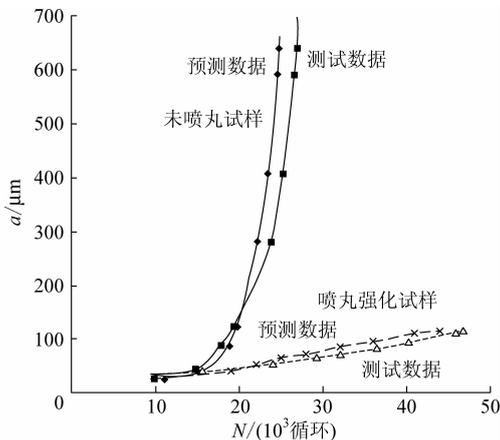


图13 喷丸与未喷丸 7475-T7351 铝合金裂纹长度与循环次数关系的预测结果与试验结果

Fig. 13 Experimental and predicted crack length against cycles in aluminum alloy 7475-T7351 with and without shot peening

5 结论

开展了 7475-T7351 铝合金喷丸和未喷丸 SENT 试样的小裂纹扩展行为试验,利用权函数法计算了外载荷和残余应力作用下 SENT 试样

表面三维小裂纹的 SIF,并以此为基础采用基于断裂力学小裂纹扩展的分析程序 FASTRAN 3.9 进行了两种试样自然萌生裂纹扩展的 $a-N$ 曲线预测。得到的主要结论如下:

(1) 7475-T7351 铝合金喷丸强化和未喷丸 SENT 试样在疲劳外载荷作用下均很快从二相颗粒处萌生表面疲劳小裂纹,以半圆表面裂纹的形式向内部扩展;疲劳裂纹扩展寿命占疲劳总寿命的绝大部分;残余应力对疲劳小裂纹扩展速率的降低是喷丸强化延长疲劳寿命最主要的原因。

(2) 利用权函数方法和叠加原理能够高效、准确地计算 SENT 试样三维表面裂纹在外载荷和残余应力场作用下沿深度方向的 SIF,从而量化喷丸残余应力对小裂纹扩展速率的影响。

(3) 利用基于断裂力学小裂纹扩展的疲劳寿命分析方法和软件 FASTRAN 3.9,能够较好地定量描述喷丸强化的疲劳延寿作用,预测结果与试验实测结果吻合较好。

参 考 文 献

- [1] Mutoh Y, Fair G H, Nuble B, et al. The effect of residual stresses induced by shot peening on fatigue crack propagation in two high strength aluminum alloy[J]. Fatigue & Fracture Engineering Materials & Structure, 1987, 10 (4): 261-272.
- [2] 高玉魁. TC18 超高强度钛合金喷丸残余应力场的研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2004, 33(11): 1209-1212. Gao Yukui. Residual compressive stress field in TC18 ultra-high strength titanium alloy by shot peening[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2004, 33(11): 1209-1212. (in Chinese)
- [3] 高玉魁. 喷丸对 Ti-10V-2Fe-3Al 钛合金拉-拉疲劳性能的影响[J]. 中国有色金属学报, 2004, 14(1): 60-63. Gao Yukui. Influence of shot peening on tension-tension fatigue properties in Ti-10V-2Fe-3Al titanium alloy[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2004, 14(1): 60-63. (in Chinese)
- [4] 高玉魁, 刘天琦, 殷源发, 等. 表面完整性对 30CrMnSiNi2A 钢疲劳极限的影响[J]. 航空材料学报, 2002, 22 (2): 21-23. Gao Yukui, Liu Tianqi, Yin Yuanfa, et al. Influence of surface integrity on fatigue limit for 30CrMnSiNi2A steel [J]. Journal of Aeronautical Materials, 2002, 22(2): 21-23. (in Chinese)
- [5] 高玉魁. 表面强化对疲劳裂纹萌生与小裂纹扩展行为的影响[D]. 北京: 北京航空材料研究院, 2008. Gao Yukui. Effect of surface strengthening on fatigue crack initiation and small crack growth[D]. Beijing: Beijing Institute of Aeronautical Materials, 2008. (in Chinese)

- [6] 吴学仁, 刘建中. 基于小裂纹扩展理论的航空材料疲劳全寿命预测[J]. 航空学报, 2006, 27(2): 219-226.
Wu Xueren, Liu Jianzhong. Total fatigue life prediction for aeronautical materials by using small-crack theory[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(2): 219-226. (in Chinese)
- [7] 吴学仁, Newman J C, Jr. 国际科技合作课题论文集(5)——高强铝合金的小裂纹效应[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994: 12-67.
Wu Xueren, Newman J C, Jr. Selected papers in scientific and technical international cooperation program(5)—small crack effects in high-strength aluminum alloy[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994: 12-67. (in Chinese)
- [8] Zhao W, Wu X R, Yan M G. Weight function method for three dimensional problems. I: basic formulation and application to an embedded elliptical crack in finite plates[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1989, 34(3): 593-607.
- [9] Wu X R, Carlsson A J. Weight functions and stress intensity factor solutions[M]. Oxford: Pergamon Press, 1991: 1-20.
- [10] Newman J C, Jr. FASTRANII: a fatigue crack growth structural analysis program[R]. NASA TM-104159, 1992.
- [11] Wu X R, Newman J C, Jr, Zhao W, et al. Small crack growth and fatigue life predictions for high-strength aluminium alloys. Part I: experimental and fracture mechanics analysis[J]. Fatigue & Fracture Engineering Materials & Structure, 1998, 21(11): 1289-1306.
- [12] Newman J C, Jr, 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 & Fracture Engineering Materials & Structure, 2000, 23(1): 59-72.
- [13] Newman J C, Jr, Phillips E P, Swain M H. Fatigue-life prediction methodology using small-crack theory[J]. International Journal of Fatigue, 1999, 21(2): 109-119.

作者简介:

陈勃(1977—) 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 金属材料力学性能表征与测试、疲劳与断裂力学、飞机结构疲劳可靠性、耐久性 & 损伤容限性能研究。

Tel: 010-62496711

E-mail: buaachb@163.com

(编辑: 李铁柏, 徐晓)

征文通知

中国航空学会第十五届发动机结构强度、振动学术交流会征文通知

中国航空学会发动机结构与强度专业委员会拟于2010年2季度召开中国航空学会第十五届发动机结构强度、振动学术交流会。沈阳发动机设计研究所(606所)承办此次会议。会议将交流两年来航空发动机结构强度、振动专业的有关理论、工程实践、试验技术等方面的新成果、新成就。现将会议征文有关事项通知如下:

一、征文范围

国内外航空发动机结构、强度、振动、寿命等相关技术的研究动态、发展途径; 发动机零部件结构强度振动的计算分析及仿真技术; 发动机结构强度振动的试验研究及测试技术; 与发动机结构强度振动有关的新材料、新工艺的发展与研究; 发动机载荷分析与寿命预测; 与发动机结构强度振动有关的故障诊断技术。

二、征文要求

1. 应征稿件要求观点明确、论据充分、文字简练、公式正确、图表清晰。在公开刊物及全国学术性会议上发表过的论文不在征文之列; 2. 论文作者自行解密, 论文恕不退还, 请作者自留底稿; 3. 论文注明作者姓名、单位、职务、职称、邮政编码、通讯地址、手机电话和电子邮件地址, 以便联系; 4. 论文全文一般不超过6000字, 论文摘要不超过200字。论文要求用邮件发送到 saeriem@mail. sy. ln. cn 转霍林。论文发送请注明: 结构强度振动征文。

三、会议时间及地点

会议时间初步定在2010年2季度, 具体时间、地点另行通知。

四、截稿日期: 2010年3月20日

五、联系人: 霍林 024-24281071 13591639507

赵国瑞 024-24281839 13332478897