

外物损伤对不锈钢疲劳强度的影响

赵振华¹, 陈伟^{1,2}, 关玉璞¹, 葛宁¹, 李永建¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院

江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 基于空气炮法, 针对不锈钢平板试样开展了外物损伤(FOD)模拟试验, 使用三维体式显微镜观测了损伤的宏观特征, 并用扫描电子显微镜观测了损伤的微观特征, 模拟外物损伤具有挤压变形、材料的剪切丢失、塑性变形等宏观特征和微小裂纹、塑性变形、微小缺口、片层结构等微观特征. 采用步进法对 FOD 试样进行了高周疲劳试验, 试验结果表明 FOD 使试样的疲劳强度相对未损伤试样下降超过 14%, 并且随损伤尺寸的增大, 试样的疲劳强度基本呈降低的趋势. 疲劳源区多为损伤处的微小缺口或微小裂纹, 说明 FOD 为疲劳裂纹的萌生和扩展提供了有利条件.

关 键 词: 外物损伤; 疲劳强度; 不锈钢; 高周疲劳试验; 疲劳裂纹

中图分类号: V231.95

文献标志码: A

Effect of foreign object damage on fatigue strength of stainless steel

ZHAO Zhen-hua¹, CHEN Wei^{1,2}, GUAN Yu-pu¹,
GE Ning¹, LI Yong-jian¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on air gun method, the foreign object damage (FOD) simulation test of stainless steel plate specimen was carried out. The macroscopic characteristics of damage were observed by three-dimensional numerical microscope, whilst the microscopic characteristics of damage were observed by scanning electron microscope. It was found that, the macro damage characteristics include compressional deformation, material shear loss, plastic deformation, etc., and the micro damage characteristics of damaged specimens involve micro cracks, plastic deformation, micro notches and lamellar structure, etc. By step loading test method, the high cycle fatigue test was made on FOD specimen. The test results show that the fatigue strength of FOD specimen decreases over 14% compared with non-damaged specimen. Fatigue strength decreases with the increasing damage size. The origin of the fatigue cracks lies in micro cracks or micro notches, indicating that FOD provides favorable conditions for fatigue crack initiation and growth.

Key words: foreign object damage; fatigue strength; stainless steel;
high cycle fatigue test; fatigue crack

在飞机/直升机起/降或低空飞行时,随高速气流吸入发动机的金属物体、石块、砂粒等外来物体会撞击风扇或压气机叶片,造成外物损伤(foreign object damage, FOD)^[1]. FOD 在宏观上多表现为局部的缺口、撕裂、凹坑和鼓包等机械损伤,并且会形成微小缺口、微小裂纹等微观损伤^[2]. 高速旋转的叶片在气流作用下,会产生较大的离心应力和高频振动应力. 在疲劳载荷作用下的 FOD 部位,裂纹容易萌生并扩展,影响发动机的正常运转和威胁飞行安全^[3-8].

通常模拟 FOD 试验有多种方法,如准静态挤压法、机械加工缺口法、低速冲击法、空气炮法等^[3],其中空气炮法能很好地模拟 FOD 的产生过程及损伤的微观特征. 本文使用空气炮试验系统,以不同尺寸的钢珠作为外来物,进行平板试样的 FOD 模拟试验,开展 FOD 对不锈钢材料疲劳强度的影响研究.

1 FOD 模拟试验

1.1 材料和试样

试验研究的材料为涡轮发动机转子叶片所用的 1Cr11Ni2W2MoV 不锈钢锻件^[9],首先,采用等应变率控制方法在室温条件下开展了矩形截面试样(工作段尺寸为长×宽×厚=30 mm×20 mm×1 mm,如图 1 所示)的静拉伸性能试验,试验设备为 MTS 809 液压伺服试验机,拉伸速率 $\dot{\epsilon}=10^{-4} \text{ s}^{-1}$,工作段的应变通过引伸计测量得到. 图 2 为试验测得的应力-应变曲线,测得的平均强度极限 $\sigma_b=953 \text{ MPa}$.

FOD 模拟及高周疲劳试验用试样尺寸如图 3 所示,试验件的厚度尺寸选取参考了某型叶片进气边前缘的厚度.

1.2 空气炮组成及原理

图 4 给出了空气炮试验系统的结构原理,试样夹具的高度及角度可调节,可以改变入射角度及位置. 试验时先采用夹具将试样固定在炮口处,

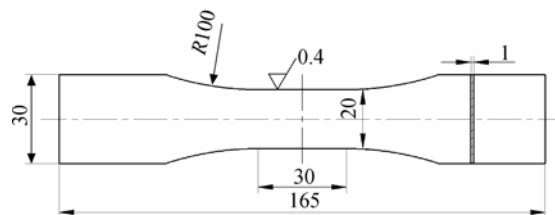


图 1 静拉伸试样尺寸(单位:mm)

Fig. 1 Geometry of static tensile specimen (unit:mm)

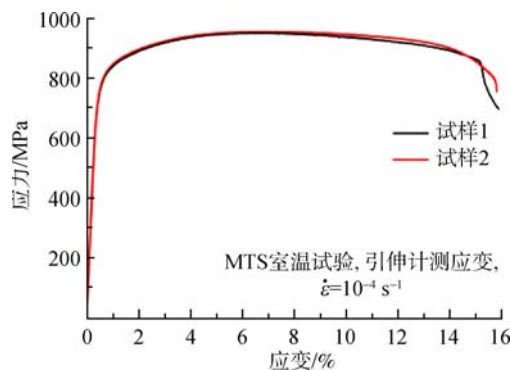


图 2 1Cr11Ni2W2MoV 锻件室温静拉伸性能

Fig. 2 Static tensile characteristics of 1Cr11Ni2W2MoV forging at room temperature

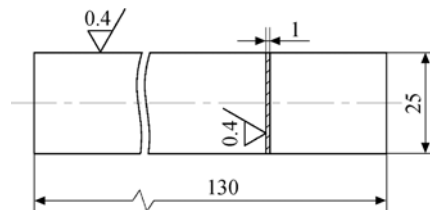


图 3 平板试样尺寸(单位:mm)

Fig. 3 Geometry of plate specimen (unit:mm)

并调整好预设损伤的位置,加上保护罩. 然后,将装有弹丸的弹托放在炮管内,并向储气瓶注入高压空气. 打开阀门后,储气瓶内的高压气体将炮管内的弹托加速,弹托速度经过测速装置测得,并在脱壳器上实现弹、托分离,弹丸撞击试样. 本文的入射角度均为 0° ^[3].

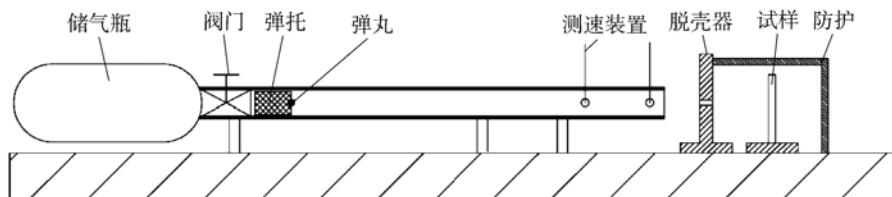


图 4 空气炮试验系统

Fig. 4 Air gun test system

2 FOD 模拟试验结果及分析

以文献[10]的估算方法计算外物撞击叶片的冲击速度 V , 计算值为 $283 \sim 307 \text{ m/s}$. 外物采用直径分别为 $2, 3, 4 \text{ mm}$ 的钢珠, 对长 $\times$ 宽 $\times$ 厚 $= 130 \text{ mm} \times 25 \text{ mm} \times 1 \text{ mm}$ 的平板试样 (见图 3, 约束条件为两端固支) 进行 FOD 模拟试验, 每件试样的一侧模拟 1 个损伤.

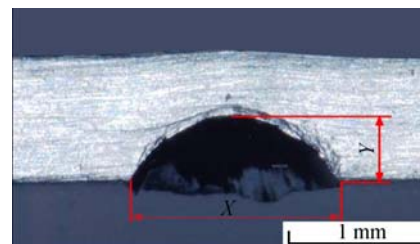
表 1 给出了 FOD 模拟试验的条件 (钢珠直径 D 和冲击速度 V) 和 FOD 的尺寸. 利用三维体式显微镜, 进行了损伤缺口的宏观观察测量, 损伤尺寸的定义如图 5 所示, 其中沿试样长度方向的为 X (损伤长度), 沿试样厚度方向的为 Y (损伤厚度), 沿试样宽度方向的为 Z (损伤宽度). 表 1 中, X 的均值为 2.56 mm (范围为 $1.51 \sim 3.54 \text{ mm}$); Y 的均值为 1.19 mm (范围为 $0.48 \sim 1.69 \text{ mm}$); Z 的均值为 1.15 mm (范围为 $0.43 \sim 1.94 \text{ mm}$). 部分模拟 FOD 的宏观形貌如图 5~图 7 所示, 钢珠撞击试样侧边均发生材料的丢失, 损伤周边有明显的材料塑性变形^[11].

使用扫描电子显微镜对试样损伤部位的微观形貌进行观察, 冲击损伤表面有典型的微小裂纹、塑性变形、微小缺口、片层结构等微观特征, 如图 8、图 9 所示. 这些微观特征有可能会为疲劳裂纹的萌生和扩展提供有利条件^[12].

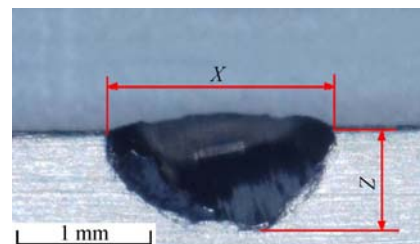
表 1 平板试样的冲击损伤结果

Table 1 Results of impact damage for plate specimen

试样编号	D/mm	$V/(\text{m/s})$	$X \times Y \times Z/\text{mm}$
1	2	293	$1.51 \times 0.48 \times 0.67$
2	2	293	$1.69 \times 0.96 \times 0.43$
3	2	290	$1.66 \times 0.79 \times 0.50$
4	3	290	$2.77 \times 1.34 \times 0.82$
5	3	290	$2.50 \times 1.31 \times 0.99$
6	3	288	$2.87 \times 1.56 \times 1.04$
7	3	287	$2.65 \times 1.21 \times 1.26$
8	3	294	$2.52 \times 0.96 \times 1.11$
9	3	289	$2.77 \times 1.34 \times 1.39$
10	3	292	$2.54 \times 1.19 \times 1.49$
11	3	290	$2.57 \times 1.11 \times 1.22$
12	4	292	$3.54 \times 1.69 \times 1.94$
13	4	288	$2.85 \times 1.06 \times 1.61$
14	4	283	$3.41 \times 1.60 \times 1.56$



(a)



(b)

图 5 试样 1 的模拟 FOD 宏观形貌
Fig. 5 FOD macrostructure of sample 1

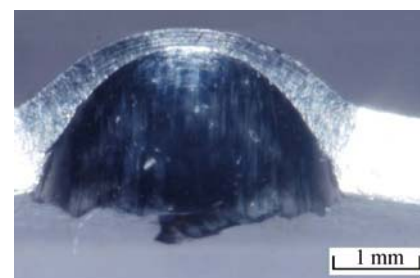


(a)

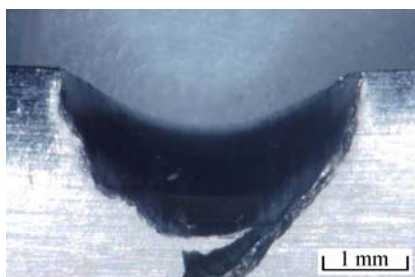


(b)

图 6 试样 7 的 FOD 宏观形貌
Fig. 6 FOD macroscopic of sample 7

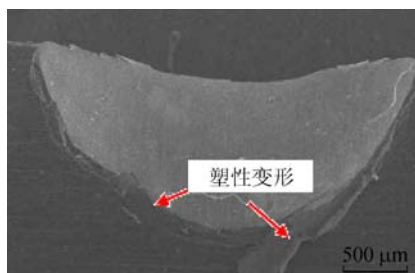


(a)

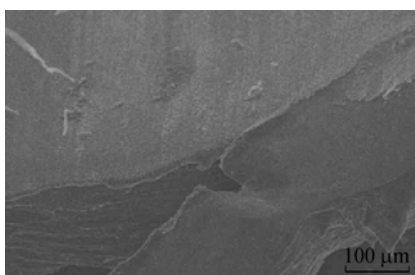


(b)

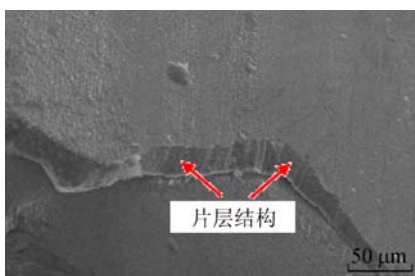
图7 试样12的FOD宏观形貌
Fig. 7 FOD macroscopic of sample 12



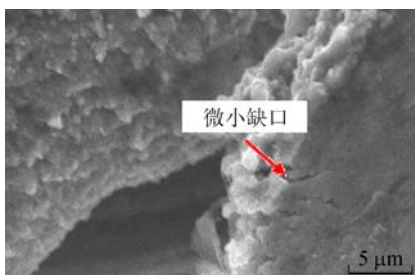
(a)



(b)

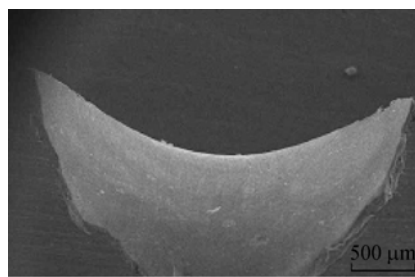


(c)

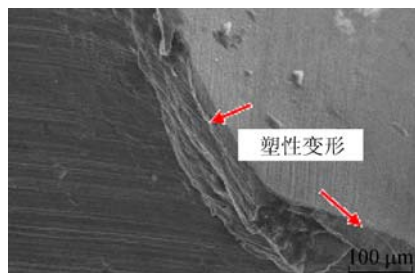


(d)

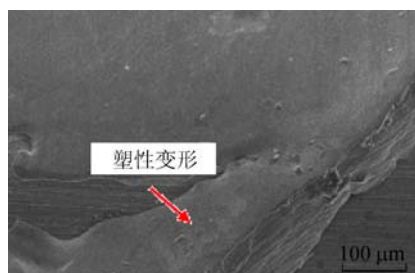
图8 试样7的FOD微观形貌
Fig. 8 FOD microstructure of sample 7



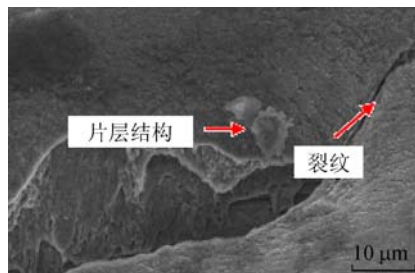
(a)



(b)



(c)



(d)

图9 试样12的FOD微观形貌
Fig. 9 FOD microstructure of sample 12

试样损伤处的局部应力严重程度用理论应力集中系数 K_t 表示,算式如下:

$$K_t = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{\text{nom}}} \quad (1)$$

式中 $\sigma_{\max}$ 为应力集中处的最大局部应力; σ_{nom} 为应力集中处的名义应力^[13-14].

在对 FOD 的应力集中系数进行估算时, Peterson 公式是常采用的方法^[15-17]. 假设模拟 FOD 缺口处没有塑性变形、微小裂纹、微小缺口等特征,则有

$$K_t = 1 + 2\sqrt{\frac{d}{r}} \quad (2)$$

式中 d 为损伤的垂直深度, 定义如图 10 所示; r 为损伤底部的半径, 由于损伤缺口底部很难准确测量, 因此计算时 r 的取值为钢珠的半径。

将 14 件损伤试样按损伤参量 Z 升序排列于表 2 中, 损伤参量 Z 分布在 $0.43 \sim 1.94 \text{ mm}$, 试样的损伤的垂直深度和估算的应力集中系数列于表 2, 损伤的垂直深度在 $0.39 \sim 1.27 \text{ mm}$ 之间, 应力

集中系数 K_t 在 $2.25 \sim 2.76$ 之间。



图 10 垂直深度的定义(缺口型 FOD)

Fig. 10 Vertical depth definition (notch type FOD)

表 2 损伤试样的高周疲劳强度试验结果

Table 2 Results of damage specimen of high cycle fatigue tests

试样编号	Z/mm	d/mm	加载级数	最后一级 载荷增量/%	σ_e/MPa	K_t	K_t
2	0.43	0.46	2	19	615	1.54	2.36
3	0.50	0.45	5	4	776	1.22	2.33
1	0.67	0.39	2	19	>700	<1.36	2.25
4	0.82	0.70	4	8	667	1.42	2.37
5	0.99	0.79	3	10	658	1.44	2.45
6	1.04	0.87	3	10	637	1.49	2.52
8	1.11	0.73	7	7	761	1.25	2.39
11	1.22	0.82	7	6	814	1.17	2.48
7	1.29	0.88	2	5	610	1.56	2.53
9	1.39	0.97	2	19	599	1.59	2.61
10	1.49	0.93	2	10	600	1.58	2.57
14	1.56	1.12	4	5	567	1.68	2.76
13	1.61	0.89	6	3	607	1.67	2.53
12	1.94	1.27	4	10	507	1.87	2.26

注: 试样 1# 在进行了第 2 级试验载荷(700 MPa)后没有发生破坏, 停止试验。

3 高周疲劳强度

试验在 QBG-100 高频疲劳试验机上进行, 试验方法采用步进法^[18], 设定的循环寿命指标为 10^7 次。试验过程中保证应力比 R 不变, 本文根据某型叶片的叶高 10% 位置进气边前缘的振动应力特征, 取 $R=0.8$, 研究 FOD 对高周疲劳强度的影响。无损疲劳试样尺寸与图 1 相同, 两件试样的试验值相差 1.5 MPa, 平均值为 949.75 MPa。

表 2 中的疲劳缺口系数 K_t 为光滑试样与损伤试样的疲劳强度 σ_e 的比值, 从表中可以看出损伤试样的疲劳强度下降明显, 其中 11 号试样的疲

劳强度相对光滑试样下降超过 14% ($(1 - 1/K_t) \times 100\%$), 其他试样下降更多。

为比较 FOD 与光滑缺口的差异, 在图 3 所示试样上采用线切割方法加工了两种形状缺口, 如图 11 所示。机加工损伤试样的应力集中系数分别为 $K_t=4.82$ (深度为 1 mm) 和 $K_t=4.94$ (深度为 1.5 mm), 应力比 $R=0.8$ 的高周疲劳强度分别为 613 MPa (深度为 1 mm) 和 584 MPa (深度为 1.5 mm)。通过 FOD 试样与机加工损伤试样的疲劳强度的比较可知, 采用宏观尺寸计算缺口应力集中系数的方法有可能会低估 FOD 对试样疲劳强度的影响程度。

含损伤试样的疲劳强度与损伤尺寸的关系^[19]如图 12 所示,由图可知 14 件试样中的 11

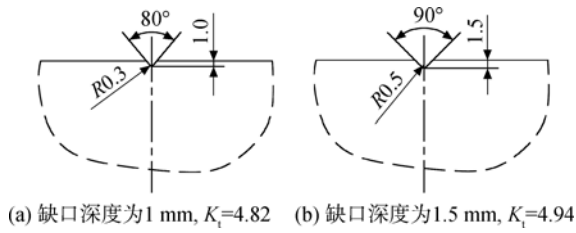


图 11 损伤试样的缺口尺寸(单位:mm)

Fig. 11 Notch dimensions of damaged specimen (unit:mm)

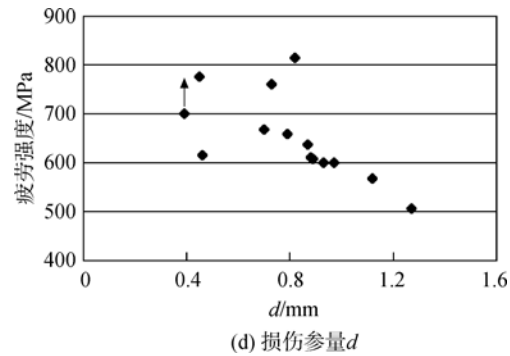
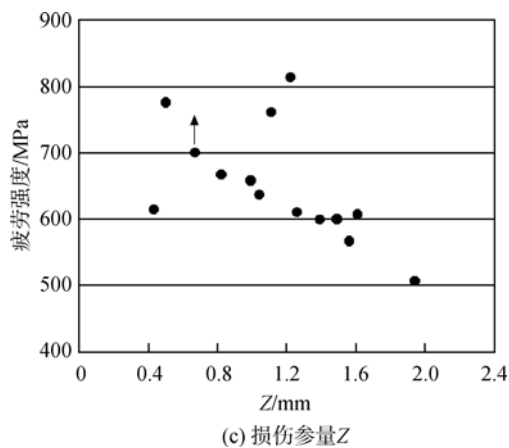
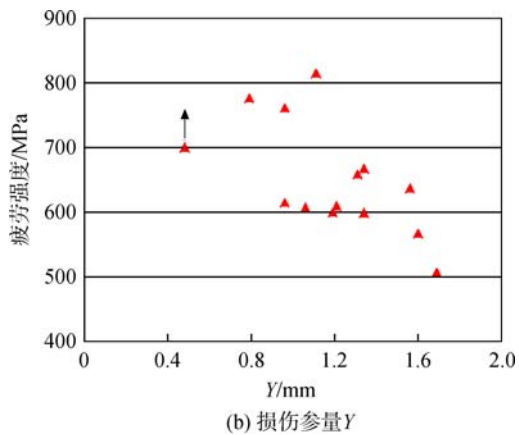
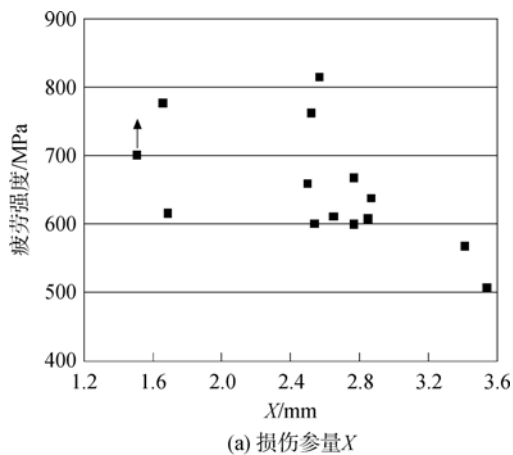
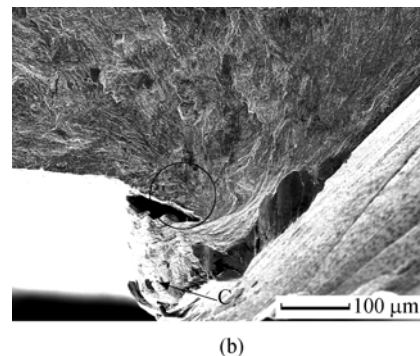
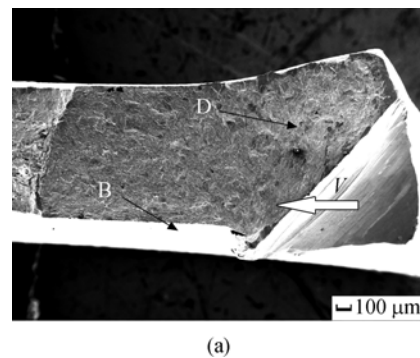
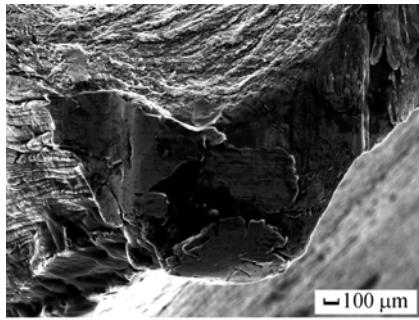


图 12 损伤试样疲劳强度分布(↑表示超出该值)

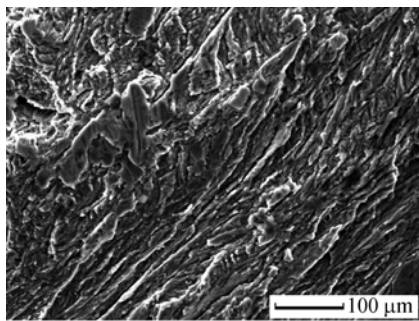
Fig. 12 Fatigue strength distribution of damage samples (↑ indicates beyond the value)

件的疲劳强度随 Z 的增大基本呈降低的趋势; X 与 Y 对损伤试样的疲劳强度的影响规律与 Z 的相似;损伤垂直深度 d 对疲劳强度的影响规律也与 Z 的相似. 8 号、11 号试样的扫描电镜照片如图 13、图 14 所示,图中箭头表示钢珠的入射方向,圆圈处为疲劳源区. 图 13(b)、图 13(d)为图 13(a)中 B 处和 D 处的放大图,图 13(c)为图 13(b)中 C 处的放大图. 图 14(b)、图 14(c)为图 14(a)中 B 处和 C 处的放大图,图 14(d)为图 14(c)中 D 处的放大图. 由图 13、图 14 可知,所有疲劳源都在试样的冲击损伤处,说明 FOD 为裂纹萌生提供了有利条件^[20].





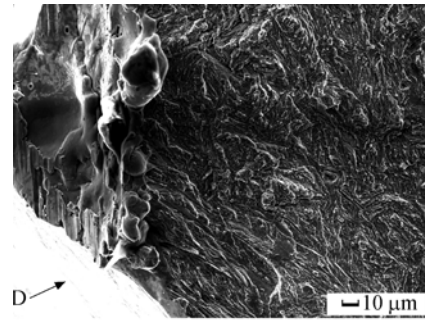
(c)



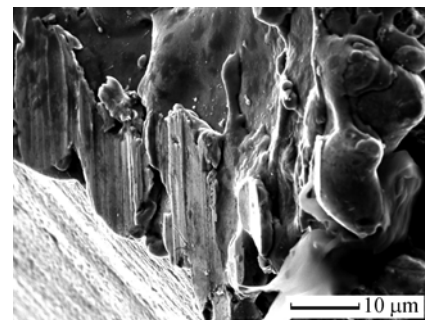
(d)

图 13 试样 8 的微观形貌

Fig. 13 Microscopic of sample 8



(c)



(d)

图 14 试样 11 的微观形貌

Fig. 14 Microscopic of sample 11

4 结 论

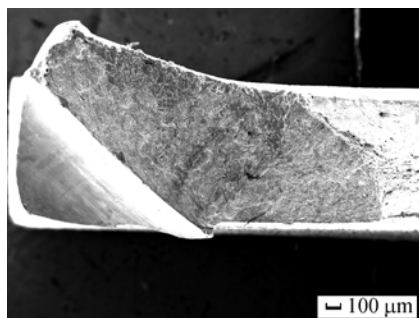
1) 本文利用空气炮法对 14 件平板试样进行了 FOD 模拟试验, 并利用三维体式显微镜和扫描电子显微镜分别对损伤缺口的宏观和微观形貌进行了观测, 损伤区域有材料的剪切丢失、塑性变形、挤压变形等宏观特征, 并具有微小裂纹、片层结构、微小缺口等微观特征。

2) 使用步进法在高频疲劳试验机上对 FOD 试样进行了高周疲劳强度试验, 试验结果表明随着损伤尺寸特别是损伤沿试样宽度方向及深度方向的增大, 试样的疲劳强度基本呈降低的趋势。

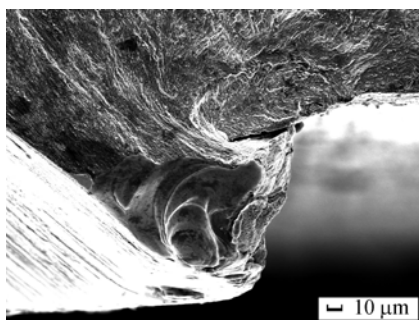
3) 对部分疲劳断口进行了扫描电镜分析, 疲劳多起源于损伤处的微小裂纹或微小缺口, 说明 FOD 为疲劳裂纹的萌生和扩展提供了有利条件。

参考文献:

- [1] 关玉璞, 陈伟, 高德平. 航空发动机叶片外物损伤研究现状[J]. 航空学报, 2006, 28(4): 851-857.
GUAN Yupu, CHEN Wei, GAO Deping. Present status of investigation of foreign object damage to blade in aero-engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 28(4): 851-857. (in Chinese)
- [2] Hudak S J, Davidson D L. Characterization of service



(a)



(b)

- induced FOD[R]. AFRL-ML-WP-TR-2001-4159, 2001.
- [3] Nicholas T. High cycle fatigue: a mechanics of materials perspective[M]. London: Elsevier, 2006.
- [4] 葛宁. 发动机叶片抗外物损伤能力评估技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- GE Ning. Research on evaluate technology about resistance to foreign object damage of engine blade[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [5] 刘超, 赵振华, 陈伟. 叶片外物损伤的试验模拟及其疲劳强度的研究[J]. 推进技术, 2014, 35(3): 404-407.
- LIU Chao, ZHAO Zhenhua, CHEN Wei. Investigations into simulation test and fatigue strength of foreign object damage of blades[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(3): 404-407. (in Chinese)
- [6] 罗荣梅. 叶片外物冲击损伤及其对疲劳寿命的影响[D]. 沈阳: 东北大学, 2006.
- LUO Rongmei. Foreign object damage of blades and its influence on fatigue life[D]. Shenyang: Northeastern University, 2006. (in Chinese)
- [7] Ruschau J, Thompson S R, Nicholas T. High cycle fatigue limit stresses for airfoils subjected to foreign object damage[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(9): 955-962.
- [8] Ruschau J J, Nicholas T, Thompson S R. Influence of foreign object damage (FOD) on the fatigue life of simulated Ti-6Al-4V airfoils[J]. International Journal of Impact Engineering, 2001, 25(1): 233-250.
- [9] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册: 第1卷 结构钢、不锈钢[M]. 北京: 中国标准出版社, 2001.
- [10] 康继东, 陈士焯, 徐志怀. 压气机叶片外物损伤模拟的撞击能量当量法[J]. 南京航空航天大学学报, 1998, 30(6): 611-615.
- KANG Jidong, CHEN Shixuan, XU Zhihui. The impact energy equivalent method of FOD analog of compressor blades[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 30(6): 611-615. (in Chinese)
- [11] Spanrad S, Tong J. Characterization of foreign object damage (FOD) and early fatigue crack growth in laser shock peened Ti-6Al-4V aerofoil specimens[J]. Materials Science and Engineering: A, 2011, 528(4/5): 2128-2136.
- [12] 潘辉. 叶片外物损伤的特征分析及模拟试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- PAN Hui. Research on damage characteristics and simulation test of foreign object damage of blade[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [13] 王弘, 高庆. 缺口应力集中对 40Cr 钢高周疲劳性能的影响[J]. 机械工程材料, 2004, 28(8): 12-14.
- WANG Hong, GAO Qing. Influence of notch stress-concentration on the ultra-high-cycle fatigue behaviors of 40Cr steel[J]. Materials of Mechanical Engineering, 2004, 28(8): 12-14. (in Chinese)
- [14] 胡本润, 刘建中, 陈剑峰. 疲劳缺口系数 K_f 与理论应力集中系数 K_t 之间的关系[J]. 材料工程, 2007(7): 70-73.
- HU Benrun, LIU Jianzhong, CHEN Jianfeng. Relationship between fatigue notch factor K_f and stress concentration factor K_t [J]. Journal of Materials Engineering, 2007(7): 70-73. (in Chinese)
- [15] Birkbeck J C. Effects of FOD on the fatigue crack initiation of ballistically impacted Ti-6Al-4V simulated engine blades[J]. Materials Science and Engineering: A, 2002, 325(112): 465-477.
- [16] Martinez C M. Effects of ballistic impact damage on fatigue crack initiation in Ti-6Al-4V simulated engine blades[D]. Dayton, Ohio: University of Dayton, 2000.
- [17] Thompson S R, Nicholas T, Ruschau J J, et al. An investigation into impacting techniques for simulation foreign object damage and their influence on the fatigue limit strength of Ti-6Al-4V[C] // In Evaluation, Control and Prevention of High Cycle Fatigue in Gas Turbine Engines for Land, Sea and Air Vehicles. Neuilly-sur-Seine, France: Research and Technology Organization, 2005: 1-18.
- [18] Maxwell D C, Nicholas T. A rapid method for generation of a haigh diagram for high cycle fatigue[J]. Fatigue and Fracture Mechanics, 1999, 29: 626-641.
- [19] George K H, Theodore N, David B L. Notch size effects in HCF behavior of Ti-6Al-4V[J]. International Journal of Fatigue, 1999, 21(7): 643-652.
- [20] 黄伟, 陈伟, 潘辉, 等. 外物损伤对钛合金 TC4 高周疲劳强度的影响研究[J]. 机械强度, 2014, 36(3): 357-362.
- HUANG Wei, CHEN Wei, PAN Hui, et al. Effect of foreign object damage upon the high cycle fatigue strength of TC4[J]. Journal of Mechanical Strength, 2014, 36(3): 357-362. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)