

DOI: 10.7652/xjtuxb201807020

PVD 薄膜传感器监测强化结构 裂纹的可行性研究

刘凯¹, 崔荣洪¹, 侯波², 何宇廷¹, 张天宇¹

(1. 空军工程大学航空工程学院, 710038, 西安; 2. 陆军航空兵研究所, 101121, 北京)

摘要: 以基于离子镀膜技术制备的物理气相沉积(PVD)薄膜传感器和3种成熟度较高的结构强化技术为研究对象,在孔挤压强化、喷丸强化和激光冲击强化试验件上制备了PVD薄膜传感器。首先进行了静拉伸载荷下的PVD薄膜传感器与强化基体的应变对比试验,结果表明PVD薄膜传感器对强化结构高载荷下的应变较为敏感,与强化结构结合良好,具备在高应力环境下应用的潜力;随后对比了不同强化工艺处理及表面处理状态试验件的疲劳寿命,应用显著性分析的方法,验证了PVD薄膜传感器的制备过程不会对强化基体的疲劳性能造成显著影响;最后进行了激光冲击强化试验件的疲劳裂纹在线监测试验,结果表明,PVD薄膜传感器的监测信号结果与实际观测结果吻合较好,PVD薄膜传感器与强化基体具有良好的损伤一致性,适用于强化基体的疲劳裂纹监测。

关键词: 强化结构;疲劳裂纹;裂纹监测;薄膜传感器

中图分类号: V215.6; TP212.11 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2018)07-0139-07

Feasibility of Monitoring Strengthened Structure Crack via PVD Film Sensor

LIU Kai¹, CUI Ronghong¹, HOU Bo², HE Yuting¹, ZHANG Tianyu¹

(1. College of Aeronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Army Aviation Research Institute, Beijing 101121, China)

Abstract: This study took the physical vapour deposition (PVD) film sensor prepared with ion plating technology and three kinds of structure strengthening process as the research objects. The PVD film sensor was deposited on the specimens treated by cold expansion, shot peening and laser shock peening, respectively. Firstly, the strain contrast test between PVD film sensor and strengthened substrates was carried out to show that PVD film sensor is sensitive to the strain of the strengthened substrates under high loading and bonds well with them, so it has the application potential in high stress environment. Then, the fatigue life contrast test of the specimens strengthened by different techniques and with different surface treatments was carried out, and the significance analysis shows that the PVD film sensor will not cause obvious change in the fatigue behaviour of the strengthened substrates. Finally, the fatigue crack online monitoring of the specimen treated by laser shock peening was carried out, and the results show that the detection signal matches well with the actual crack observations. So the PVD film sensor

收稿日期: 2018-01-06。 作者简介: 刘凯(1993—),男,硕士生;崔荣洪(通信作者),男,副教授。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51475470)。

网络出版时间: 2018-04-25

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20180425.1433.006.html>

is proved to have a good damage consistency with the strengthened substrate, and is applicable to crack monitoring of strengthened structures.

Keywords: strengthened structure; fatigue crack; crack monitoring; film sensor

现代飞机尤其是军用战斗机的机动性能日益提高,使飞机基体结构承受着更高的载荷和更恶劣的工作环境,飞机金属结构中疲劳裂纹的萌生与扩展会不断降低结构的承载能力,最终导致结构失效甚至突然断裂。现阶段,在工程上主要通过 3 类方法来应对疲劳失效问题。第一类是疲劳寿命预测,例如名义应力法、局部应力应变法、能量法^[1]。第二类是对结构危险部位进行强化,主要有喷丸强化、孔冷挤压强化和激光冲击强化等,例如:文献[2]针对典型钛合金 TC4 进行了激光冲击强化参数设计,对比了强化前后钛合金叶片的疲劳寿命,并通过微观结构分析了提高叶片抗疲劳性能的机理;文献[3]比较分析了 3 种强度喷丸工艺下中心孔板的高温低周疲劳性能及裂纹萌生情况;文献[4]研究了孔挤压强化对 Inconel 718 高温合金中心孔试样疲劳寿命的影响,并通过微观分析探讨了孔挤压强化机制。第三类是结构健康监测技术,主要通过结构与集成的传感元件获取与结构损伤状态有关的信息,在损伤达到一定程度时及时预警,进而采取预防与维修措施^[5],这些传感元件包括相对真空传感器^[6]、压电传感器^[7]等。

强化结构往往处于危险部位,部分强化技术还被应用于已经出现裂纹的结构的维修与延寿工作,这类危险部位更加需要对其损伤状态进行实时监控。现有大多数针对金属结构的监测技术都采取将传感器布置于结构表面的方式,例如:文献[8]将损伤监测智能涂层涂布在飞机金属结构关键危险部位,通过电位法监测金属结构裂纹;文献[9]利用 PVD 薄膜传感器进行了腐蚀环境下的金属疲劳裂纹监测,验证了 PVD 薄膜传感器具有承受腐蚀环境的能力。但是,结构经过强化处理后,其表面粗糙度会发生显著变化,可能影响传感器与结构的集成,且强化工艺引入了残余应力场,表面传感器的布置也可能影响残余应力场的分布,进而对结构的力学性能产生影响。

本研究从工程应用角度出发,以 PVD 薄膜传感器为研究对象,从损伤一致性和对强化基体疲劳性能的影响 2 个方面对 PVD 薄膜传感器应用于强化结构裂纹监测的可行性进行了验证,并进行了强化结构疲劳裂纹的在线监测试验。

1 试验件强化及传感器制备

1.1 试验件

选择飞机金属结构中使用最为广泛的 2A12-T4 铝合金作为基体材料,其具体成分见表 1。根据国家标准 GB/T 228—2002^[10]设计了平面结构如图 1 所示的中心孔板试验件,用于模拟飞机金属结构中的连接孔危险部位。拟进行激光冲击强化的试样及其对比试样的厚度为 2 mm,拟进行孔挤压强化的试样、拟进行喷丸强化的试样及其对比试样的厚度为 4 mm。具有相同厚度的试样均取自同一块板材,沿轧制方向切取。

表 1 2A12-T4 铝合金的化学成分

元素	Al	Cu	Mg	Fe
质量分数/%	≥91.8	3.8~4.9	1.2~1.8	≤0.5
元素	Si	Zn	Ni	其他
质量分数/%	≤0.5	≤0.3	≤0.1	≤0.1

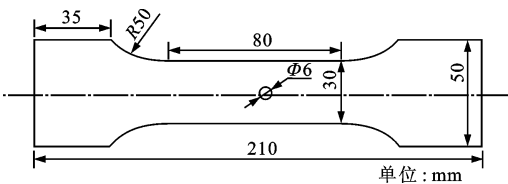


图 1 试验件的平面尺寸

1.2 试验件的强化

现代飞机在制造、维修和延寿过程中广泛采用了飞机结构强化技术来进行局部强化处理,以提高飞机结构的抗疲劳性能,其中应用较为广泛、技术成熟度较高的主要有喷丸强化、孔挤压强化和激光冲击强化 3 种。强化技术的基本原理是利用冲击、挤压等方式,对局部结构施加较大的压力,使结构产生塑性变形,从而在结构表面形成一定厚度的强化层,强化层内具有较大的残余压应力,可以提高结构的疲劳强度。本研究采用上述 3 种强化技术,具体工艺如下。

(1)喷丸强化。对按图 1 切取、铰孔完成的 4 mm 厚试验件进行全表面喷丸处理。选用 ASH660 喷丸,直径为 3.175 mm,喷丸距离为 300 mm,最大凹坑直径为 0.65 mm,喷丸温度为 98 ℃,喷丸时间为 3~5 min。

(2)孔挤压强化。在切取的 4 mm 厚试验件的 中心处钻 $\Phi 5$ mm 粗孔,并将该孔扩钻、铰至 $\Phi 5.794$ mm,再用工作环直径为 5.664 mm 的挤压芯棒和厚度为 0.152 mm 的开缝衬套分别对试样进行挤压强化,最后铰孔至 $\Phi(6\pm 0.02)$ mm。

(3)激光冲击强化。对切取、铰孔的 2 mm 厚中心孔板采用双面冲击方式进行激光冲击强化,制定了 3 种试探性强化方案。首先对中间区域按蛇形路径进行冲击,为防止中心孔处冲击时发生吸收保护层破裂,用橡皮或橡皮泥填充中心孔;随后进行压边处理,光斑走向为试件纵向。3 种方案的激光冲击参数见表 2。

表 2 激光冲击强化参数

方案	光斑直径/mm	脉宽/ns	光斑能量/J	冲击次数
I	2.4	20	2	1
II	2.4	20	3	1
III	2.4	20	2	2

采用上述 3 种方案对 2A12-T4 铝合金中心孔试样进行激光冲击强化时,均出现了吸收保护层破裂致使无法继续强化处理的情况。经过反复试验摸索后,又设计了改进的分区域强化路径,具体强化方法如下。

首先,将拟强化区域划分为如图 2 所示的 0、1、2、3、4 五个区域。然后,暂且搁置中心孔边区域(即区域 0,该区域大小为 $8.4\text{ mm}\times 8.4\text{ mm}$),对 1、2、3、4 四个区域按蛇形路径进行冲击强化处理。光斑数量设置如下:对于区域 1 和 2,横向设置 10 个光斑,纵向设置 16 个光斑;对于区域 3 和 4,横向、纵向均设置 6 个光斑。最后,对中心区域 0 进行 3 圈环形强化处理:内圈在中心孔边上(压边)设置 16 个光斑,每隔 22.5° 布置一个光斑;中圈设置 24 个光斑,每隔 15° 布置一个光斑;最外圈设置 30 个光斑,每隔 12° 布置一个光斑。3 圈光斑的处理区域为直径 13.2 mm 的圆形区域,激光冲击强化参数选择表 2 中的方案 III。

1.3 PVD 传感器制备

PVD 薄膜传感器采用物理气象沉积 (physical vapour deposition, PVD) 方法制备,将导电功能材料集成在金属结构表面,可通过监测导电薄膜结构中电场信息的变化来感知金属结构的疲劳裂纹损伤,进行结构健康监测^[11]。PVD 薄膜传感器由 3 层功能梯度材料构成:底层为实现导电薄膜与金属基体隔离的绝缘隔离层,中层为进行裂纹损伤监测的导电传感层,顶层为保护导电薄膜免受恶劣环境

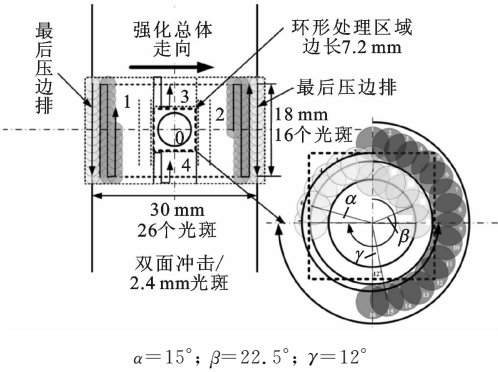


图 2 激光冲击分区域强化路径

直接作用的封装保护层。PVD 薄膜传感器主要基于电位法^[12]进行结构疲劳裂纹的监测:当基体金属结构发生疲劳损伤时,具有随附损伤特性的导电传感层也在相同部位出现裂纹,并随基体裂纹不断扩展,引起损伤区域导电传感层的电阻发生变化,通过监测分析导电传感层的电位(电阻)信息,就能得出基体结构的损伤情况^[9]。PVD 薄膜传感器的电阻值(包括连接导线)一般为 $50\sim 100\ \Omega$,厚度约为 $5\ \mu\text{m}$,其原理如图 3 所示。

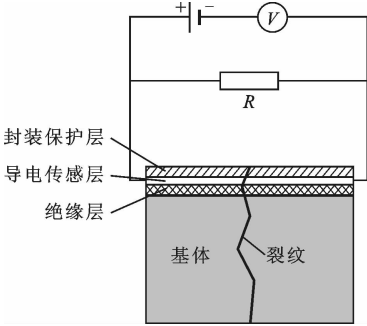


图 3 PVD 薄膜传感器原理示意图

PVD 薄膜传感器的绝缘隔离层为采用硫酸阳极氧化工艺制备的 Al_2O_3 薄膜,以模拟在飞机铝合金结构中广泛使用的阳极氧化处理表面,具体工艺步骤及参数见图 4。随后,应用脉冲偏压电弧离子

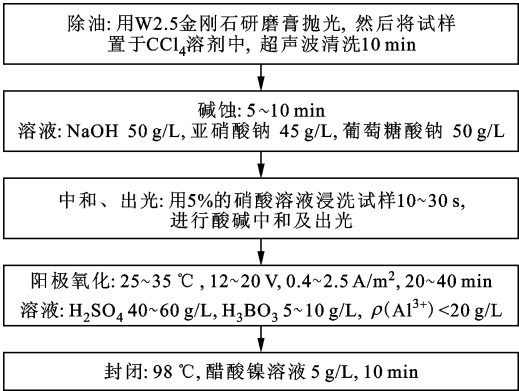


图 4 阳极氧化工艺流程

镀技术,选择与基体的相容性、电阻稳定性较好的 Cu 为沉积靶材料,调节真空腔氩气分压为 $0.3 \sim 1.3 \text{ Pa}$,在 $50 \sim 200 \text{ V}$ 负偏压、 293.2 A 弧电流下沉积 85 min ,在阳极氧化处理后的试验件上制备导电传感层^[13]。最终制备完成的 PVD 薄膜传感器形貌如图 5 所示,制备完成的 PVD 薄膜传感器在服役结构上使用前还需采用 AlN 薄膜与 705 硅胶进行封装处理。



图 5 制备有 PVD 薄膜传感器的激光冲击强化试验件

2 可行性验证

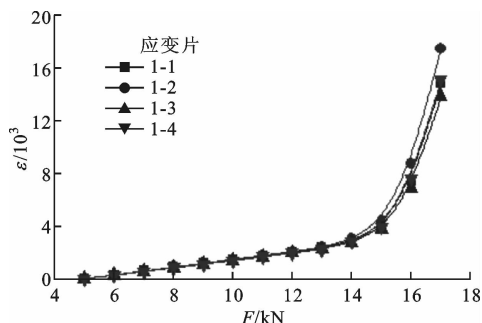
用 PVD 薄膜传感器对结构进行损伤监测的基础是与其余基体结构的损伤一致性,所以 PVD 薄膜传感器是否与强化基体同步发生相应损伤是评价其是否适用于强化结构的重要标准。此外,由于强化结构表面状态的特殊性和残余应力层的存在,PVD 薄膜传感器还应与被监测基体具有优良的结合性能,且 PVD 薄膜传感器与基体的结构一体化集成(包括阳极氧化过程和离子镀膜过程)不能对基体自身的力学性能造成影响。因此,本研究主要从损伤一致性和对基体疲劳性能影响两方面进行了可行性验证。

2.1 损伤一致性

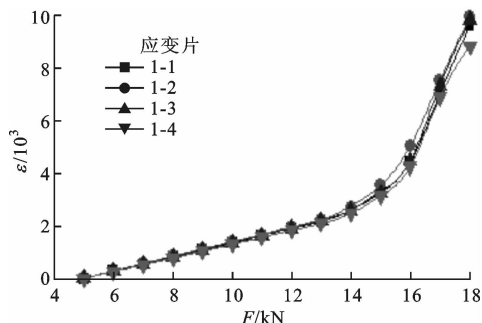
由于 PVD 薄膜传感器主要用于金属结构的疲劳裂纹监测,因此先进行静拉伸载荷下 PVD 薄膜传感器与强化基体的应变对比,在随后的疲劳裂纹监测试验中再一并验证 PVD 薄膜传感器与强化基体在疲劳载荷下的损伤一致性。具体试验内容如下。

静拉伸载荷下 PVD 薄膜传感器与强化基体的应变对比试验采用 MTS810 型液压伺服试验机在室温、空气环境中进行,试验机的载荷误差小于 1% 。应变测量采用 DH-3816 型静态应变测试系统,测量范围为 $\pm 19\,999 \times 10^{-6}$,工作精度为 $\pm 1 \times 10^{-6}$ 。首先,在制备有 PVD 薄膜传感器的强化试验件和原始强化试验件的中心孔两侧相同位置粘贴应变片。然后,进行静拉伸载荷下 PVD 薄膜与基体的应变对比试验,试验采用分级加载的方式进行,每级载荷为 1 kN 。加载前应变仪调平衡并清零,在逐级加载过程中,测量 PVD 薄膜传感器与强化结构

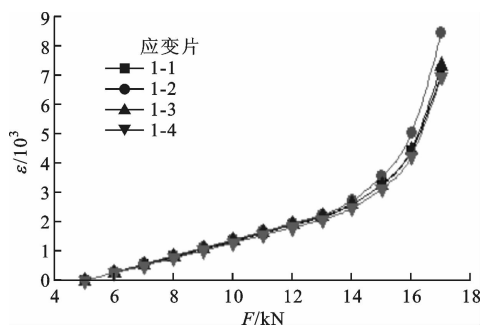
基体的应变数据直至试验件断裂。试样基体与 PVD 薄膜传感器的应变测量数据如图 6 所示,其中 1-1 与 1-2 应变片的测量数据是 2A12 铝合金基体的应变值,1-3 与 1-4 应变片的测量数据是 PVD 薄膜传感器的应变值。由图 6 可见,PVD 薄膜传感器的应变测量数据与试样基体的应变测量数据吻合度非常高,说明静拉伸载荷下 PVD 薄膜传感器与基体具有良好的损伤一致性。此外,施加在 PVD 薄膜传感器上的应变达到 $3\,500 \times 10^{-6}$ 以上,而 PVD 薄膜并未从基体表面脱开,这说明该传感器具备在高应力环境下应用的潜力。



(a) 孔冷挤压强化试验件



(b) 喷丸强化试验件



(c) 激光冲击强化试验件

图 6 静拉伸载荷下不同强化试验件的应变对比

2.2 对强化基体疲劳性能的影响

在 PVD 薄膜传感器制备过程中的阳极氧化、离子镀膜等工艺会在强化基体局部引入较高温度,复杂的表面处理工艺也有可能会改变强化基体表面

的残余应力分布,进而影响强化基体自身的疲劳性能。这些因素之间的关系十分复杂,本研究仅从工程应用的角度出发,设计了一组对比试验,以考察 PVD 薄膜传感器对强化结构基体疲劳性能的影响。

为了研究 PVD 薄膜传感器制备对强化结构模拟件的疲劳性能是否有显著影响,将试验件表面处理方式作为因素,分为不同水平(水平 1 为原始状态,无表面处理;水平 2 为阳极氧化工艺处理;水平 3 为阳极氧化处理后进行 PVD 薄膜沉积),按第 1 节中的试验件强化和 PVD 薄膜传感器制备工艺,制备了若干不同水平的试验件,考察不同表面处理方式对强化模拟件疲劳寿命有无显著影响。

在 MTS-810 型液压伺服疲劳试验机上进行疲劳性能测试,采用等幅循环加载,应力比 $R=0.05$,加载频率 $f=25\text{ Hz}$,各状态试验件的最大应力及平

均疲劳寿命见表 3。各组试验件的疲劳寿命如图 7 所示,图例中 L 代表激光冲击强化试验件,P 代表喷丸强化试验件,H 代表孔挤压强化试验件,PVD 代表阳极氧化后沉积 PVD 薄膜的强化试验件,Anodize 代表阳极氧化处理的强化试验件,Original 代表原始强化后的试验件。

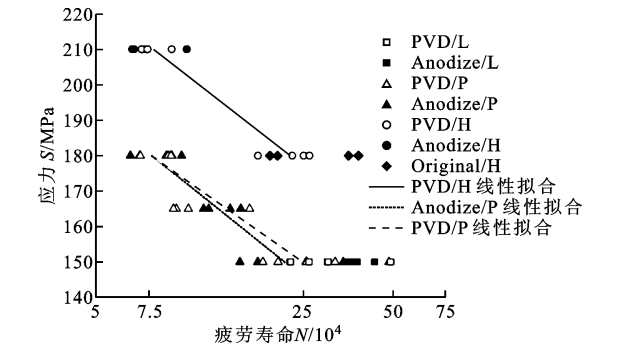


图 7 不同状态试验件的疲劳寿命对比

表 3 各组试验件的平均疲劳寿命

强化工艺 $\sigma_{\max}/\text{MPa}$	孔冷挤压强化		喷丸强化		激光冲击强化
	180	210	150	165	180
N_o	282 485				
N_a		76 137	280 444	131 553	78 947
N_{PVD}	228 164	77 893	239 519	111 912	83 552

N_o :原始试验件的平均疲劳寿命; N_a :阳极氧化试验件的平均疲劳寿命; N_{PVD} :PVD 薄膜传感器试验件的平均疲劳寿命。

考虑到结构疲劳寿命服从对数正态分布^[14],所以每种试验模拟件的对数疲劳循环次数构成了一个正态母体。在各母体中分别取一子样,采用离差分解法^[15]来检验不同水平试验件的对数疲劳循环次数是否有显著差异,即检验母体平均数是否相等。计算结果表明,在给定显著性水平 $\alpha=10\%$ 下,可认为 PVD 薄膜传感器的制备过程对强化基体的疲劳性能没有影响。

PVD 薄膜传感器与强化铝合金基体具有良好的损伤一致性,且对强化基体疲劳性能无显著影响,因此,将其应用于强化结构的疲劳裂纹监测是可行的。

3 疲劳裂纹监测试验

为了验证 PVD 薄膜传感器制备于强化基体结构后的功能完整性,使用第 1 节中制备有 PVD 薄膜传感器的激光冲击强化试验件进行疲劳裂纹在线监测试验。试验在 MTS-810 型液压伺服疲劳试验机上进行,试验参数设定如下:加载频率 f 为 20 Hz,应力比 R 为 0.01,峰值载荷为 210 MPa。试验过程

中,利用 ARTUSB2828 数据采集卡和 VICTOR_86B 数字多用表对 PVD 薄膜传感器的输出信号进行跟踪记录,采样频率为 10 Hz,并且通过分辨率为 0.1 mm 的读数显微镜对裂纹的萌生和扩展过程进行观察。

下面,以一组裂纹监测试验结果为例进行说明。根据前期疲劳试验的结果,结合试验件疲劳寿命的分散性,在循环加载到 160 000 次时开始对 PVD 薄膜传感器的输出信号进行跟踪记录,并将加载频率降低至 5 Hz,峰值载荷降低至 150 MPa,以便于通过显微镜观察裂纹并与监测信号进行对比。随着试验的进行,在总循环 165 103 次时首次目测到了裂纹萌生,随后裂纹逐渐扩展过 PVD 薄膜传感器覆盖区域,在经历了 171 108 次循环后试验件断裂。观察发现,PVD 薄膜传感器与强化基体结合良好,随基体表面裂纹的扩展而裂开,未出现脱层现象,如图 8 所示。由此可见,在疲劳载荷下 PVD 薄膜传感器与强化基体也具有良好的损伤一致性。

试验过程中 PVD 薄膜传感器的输出电位信号如图 9 所示,从中可以看出:在疲劳试验进行的初

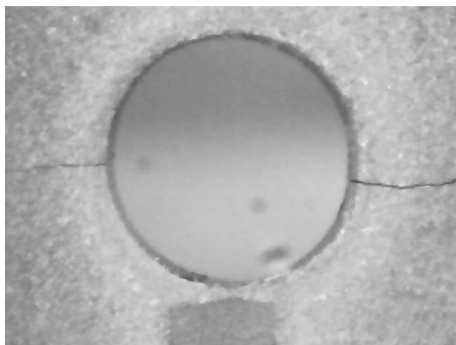


图8 裂纹扩展

期,PVD 薄膜传感器的输出电位保持固定值,在循环到 164 524 次时,PVD 薄膜传感器的输出电位出现了一个阶跃式上升,对应裂纹已经在基体中萌生并引起 PVD 薄膜传感器裂开;随后电位值继续上升但波动不大,该部分对应裂纹在试验件上的扩展;此后输出电位值出现了较大波动,分析原因为在峰值载荷处 PVD 薄膜传感器被拉开,使其导通面积减小,输出电位值增加,而在谷值载荷处试验件因自身弹性恢复导致裂纹部分闭合,引起 PVD 薄膜传感器导通面积增大,输出电位值降低;最终当试验件断裂时,输出电位值急剧增加,疲劳裂纹监测试验终止。PVD 薄膜传感器的电阻值受诸多因素的影响,例如多次循环加载、温度等,但是由这些因素引起的电阻值的变化均是微小、缓慢的,即在监测电位信号上反映出的变化也是微小、缓慢的,这与因裂纹萌生扩展而引起的监测信号突变有明显区别,因此以监测电位急剧增加作为裂纹萌生的判据具有较高的准确性。整个试验过程中 PVD 薄膜传感器的监测信号结果与显微镜观察结果吻合良好,说明 PVD 薄膜传感器可以较好地实现对强化结构疲劳裂纹从萌生到扩展的全过程监测。

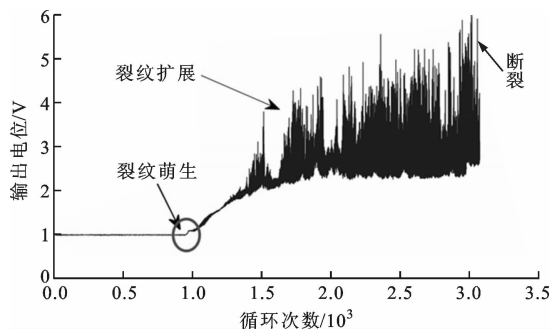


图9 PVD 薄膜传感器输出电位信号曲线

4 结 论

通过损伤一致性试验、不同状态试验件的疲劳

寿命对比试验和疲劳裂纹在线监测试验及其结果分析,可得出以下结论:

(1)采用阳极氧化工艺及脉冲偏压离子镀膜技术制备的 PVD 薄膜传感器与强化基体在静拉伸载荷下具有良好的损伤一致性,PVD 薄膜传感器对强化结构高载荷下的应变较为敏感,与强化结构结合良好,具备在高应力环境下应用的潜力;

(2)PVD 薄膜传感器制备过程中的阳极氧化工艺及离子镀膜沉积过程不会对强化基体的疲劳性能造成影响;

(3)PVD 薄膜传感器与强化基体在疲劳载荷下同样具有较好的损伤一致性,其监测电位输出信号与实际观测的裂纹萌生扩展过程吻合良好,监测功能不受强化基体特殊表面状态的影响。

综上所述,PVD 薄膜传感器适用于对强化基体的疲劳裂纹监测。

参考文献:

- [1] 邓增杰,周敬恩. 工程材料的断裂与疲劳 [M]. 北京:机械工业出版社,1995: 90-91.
- [2] 王学德,李启鹏,周鑫,等. 激光冲击强化提高 TC4 叶片振动疲劳性能 [J]. 中国表面工程,2012,25(2): 75-80.
WANG Xuede, LI Qipeng, ZHOU Xin, et al. Improvement of vibration fatigue performance on LSP processed TC4 blade [J]. China Surface Engineering, 2012, 25(2): 75-80.
- [3] 王欣,胡仁高,胡博,等. 喷丸强化对 GH4169 合金孔结构高温低周疲劳性能的影响 [J]. 中国表面工程,2015,28(6): 7-12.
WANG Xin, HU Rengao, HU Bo, et al. Effects of short peening on high-temperature low-cycle fatigue property of GH4169 superalloy with hole structure [J]. China Surface Engineering, 2015, 28(6): 7-12.
- [4] 罗学昆,王欣,胡仁高,等. 孔挤压强化对 Inconel 718 高温合金疲劳性能的影响 [J]. 中国表面工程,2016,29(3): 116-122.
LUO Xuekun, WANG Xin, HU Rengao, et al. Effects of hole cold expansion on fatigue property of Inconel 718 superalloy [J]. China Surface Engineering, 2016, 29(3): 116-122.
- [5] 袁慎芳. 结构健康监控 [M]. 北京:国防工业出版社,2007: 4-5.
- [6] ROACH D. Real time crack detection using mountable comparative vacuum monitoring sensors [J]. Smart Structures and Systems, 2009, 5(4): 317-328.

- [7] PAGET C A, ATHERTON K, O'BRIEN E. Damage assessment in a full-scale aircraft wing by modified acoustic emission [C]// Proceedings of the 2nd European Workshop on Structural Health Monitoring. Sheffield, England: University of Sheffield. Department of Mechanical Engineering, 2004: 382-387.
- [8] LIU M B, LI B B, LI J T, et al. Smart coating sensor applied in crack detection for aircraft [J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 330: 383-388.
- [9] 谭翔飞, 何宇廷, 侯波, 等. 腐蚀环境下铜薄膜传感器金属结构裂纹监测 [J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1433-1441.
- TAN Xiangfei, HE Yuting, HOU Bo, et al. Metal structure crack monitoring based on copper film sensor in corrosion environment [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1433-1441.
- [10] 中国国家标准化管理委员会. 金属材料: 室温拉伸试验方法: GB/T 228—2002 [S]. 北京: 中国标准出版社, 2002: 8-9.
- [11] 侯波, 何宇廷, 崔荣洪, 等. 基于涂层传感器的金属结构疲劳裂纹监测 [J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(10): 1298-1302.
- HOU Bo, HE Yuting, CUI Ronghong, et al. Fatigue crack monitoring of metallic structure based on coating sensor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(10): 1298-1302.
- [12] 杜金强, 何宇廷, 崔荣洪, 等. 基于电位法原理的金属结构裂纹监测传感器研究 [J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(3): 387-391.
- DU Jinqiang, HE Yuting, CUI Ronghong, et al. Research on surface crack monitoring sensor of metallic structure based on electric potential method [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 42(3): 387-391.
- [13] 崔荣洪, 刘凯, 侯波, 等. 耦合服役环境下高耐久性薄膜传感器裂纹监测 [J]. 航空学报, 2018, 39(3): 421535.
- CUI Ronghong, LIU Kai, HOU Bo, et al. Crack monitoring based on high durability film sensor under coupled environment [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(3): 421535.
- [14] 贺小帆, 刘文斑. 服从不同分布的疲劳寿命分散系数分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(2): 47-49.
- HE Xiaofan, LIU Wenting. On scatter factors of fatigue life obeying different distributions [J]. Journal of

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(2): 47-49.

- [15] 汪荣鑫. 数理统计 [M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1986: 75-77.

[本刊相关文献链接]

- 蒋逸飞, 张俊, 何勇, 等. 面向裂纹扩展的连结型刚体-弹簧离散元模型. 2018, 52(4): 48-54. [doi: 10.7652/xjtuxb201804007]
- 魏强, 吴胜利, 付马龙, 等. 电子轰击下 MgO 薄膜的二次电子效应的衰减机理. 2017, 51(11): 125-129. [doi: 10.7652/xjtuxb201711017]
- 赵广社, 吴思思, 荣海军. 多源统计数据驱动的航空发动机剩余寿命预测方法. 2017, 51(11): 150-155. [doi: 10.7652/xjtuxb201711021]
- 周晓松, 梅志远, 张焱冰. 夹芯复合材料 T 型接头弯曲疲劳损伤机制及剩余强度试验研究. 2017, 51(9): 125-130. [doi: 10.7652/xjtuxb201709018]
- 张西宁, 雷威, 李兵. 主分量分析和隐马尔科夫模型结合的轴承监测诊断方法. 2017, 51(6): 1-7. [doi: 10.7652/xjtuxb201706001]
- 杨广振, 荆建平, 明阳, 等. 利用航空发动机信号特征的振动源盲分离算法. 2017, 51(6): 20-27. [doi: 10.7652/xjtuxb201706004]
- 毕成, 唐桂华, 傅博. 纳米多孔结构单晶硅热电薄膜声子热导率数值研究. 2017, 51(5): 23-30. [doi: 10.7652/xjtuxb201705004]
- 付曦, 张俊红, 寇海军, 等. 复杂载荷下轴流压气机叶片疲劳损伤数值研究. 2017, 51(5): 149-155. [doi: 10.7652/xjtuxb201705021]
- 高玉飞, 陈阳, 葛培琪. SiC 单晶线锯切片微裂纹损伤深度的有限元分析. 2016, 50(12): 45-50. [doi: 10.7652/xjtuxb201612008]
- 吴波, 杨利, 金绍江, 等. 仿生活塞疲劳寿命预测与回归设计. 2016, 50(5): 72-80. [doi: 10.7652/xjtuxb201605011]
- 巫玮珊, 梁小平, 王科翔, 等. 离子储存电极薄膜性能的影响. 2016, 50(5): 140-145. [doi: 10.7652/xjtuxb201605021]
- 白浩, 王伊卿, 董霞, 等. Ti6Al4V 钛合金脉冲激光抛光微裂纹产生机理与尺寸特征研究. 2015, 49(12): 117-123. [doi: 10.7652/xjtuxb201512019]
- 马利娥, 梅雪松, 李彦锋, 等. 薄膜传输系统导向辊的力学特性分析. 2014, 48(11): 86-91. [doi: 10.7652/xjtuxb201411015]
- 韩学梦, 郭晓斌, 王真, 等. 电场调制 FeCoSi/PZT 驱动器磁性研究. 2014, 48(7): 136-140. [doi: 10.7652/xjtuxb201407023]

(编辑 葛赵青)