

# Fatigue Response of Hybrid Ti/APC-2 Nanocomposite Laminates with Single-Edged Cracks

Ming-Hwa R. Jen, Che-Kai Chang, Bo-Cyuan Lin

Department of Mechanical and Electro-Mechanical Engineering, National Sun Yat-sen University, Kaohsiung  
Email: jmhr@mail.nsysu.edu.tw, d993020009@student.nsysu.edu.tw, m993020045@student.nsysu.edu.tw

Received: Oct. 20<sup>th</sup>, 2012; revised: Nov. 11<sup>th</sup>, 2012; accepted: Nov. 19<sup>th</sup>, 2012

**Abstract:** The aims of this study are to fabricate Ti/APC-2 hybrid composite laminates with and without (W/WO) nanoparticles and to investigate the mechanical properties of Ti/APC-2 laminates with single-edged cracks due to tensile and cyclic tests. The composite laminates were three layers with one 0.55 mm thick APC-2 lay-ups covered by two 0.5 mm thick Grand 1 titanium alloy sheets. Nanoparticles SiO<sub>2</sub> were dispersed uniformly on the interfaces of APC-2 with the optimal amount of 1 wt%. The stacking sequence of APC-2 was cross-ply [0/90]<sub>s</sub>. The single-edged cracks were cut by electrical discharge machine, such as 1.5 mm, 3.0 mm, 4.5 mm, and 6.0 mm. The mechanical properties, such as ultimate tensile strength, longitudinal stiffness, of plane composite laminates W/WO nanoparticles were obtained from the static tensile tests. Next, the load-displacement diagrams were plotted for the laminates with single-edged cracks. The fracture toughness of hybrid laminates was obtained. The constant stress amplitude tension-tension cyclic tests were carried out by using load-control mode at a sinusoidal loading wave with frequency of 5 Hz and stress ratio R = 0.1. The received fatigue data were plotted in S-N curves for different single-edged cracks. From the results, for different crack lengths both ultimate strengths of Ti/APC-2 composite laminates and nanocomposite laminates are very close. Ti/APC-2 cross-ply nanocomposite laminates have better fatigue resistance than that of laminates without nanoparticles. The longer the crack length is, the more their properties are reduced, and also the fatigue lives shortened.

**Keywords:** Single-Edged; Fatigue; APC-2; Titanium; Nanocomposite

## 单边裂缝钛合金/碳纤维/聚醚醚酮奈米复材积层板之疲劳破坏及残留性质探讨

任明华, 张哲恺, 林柏全

国立中山大学机械与机电工程学系, 高雄

Email: jmhr@mail.nsysu.edu.tw, d993020009@student.nsysu.edu.tw, m993020045@student.nsysu.edu.tw

收稿日期: 2012年10月20日; 修回日期: 2012年11月11日; 录用日期: 2012年11月19日

**摘要:** 本文旨在研制钛合金碳纤维含奈米微粒复材积层板以及无奈米微粒复材积层板并探讨其在不同单边裂缝尺寸下的机械性质。积层板是由一层 0.55 mm APC-2 预浸布与两层 0.5 mm 钛合金所构成。在 APC-2 预浸布表面均匀涂布 SiO<sub>2</sub> 奈米微粒制作奈米复材积层板, APC-2 依十字迭[0/90]<sub>s</sub>堆栈, 钛合金以铬酸阳极法进行表面处理, 使钛合金与 APC-2 预浸布产生良好黏结, 并以修正隔膜成型法进行热压固化完成制作, 完成后的试片以放电加工切割单边裂缝尺寸, 如 1.5 mm、3.0 mm、4.5 mm、6.0 mm。试片以 MTS 810 万能材料试验机来进行拉伸与疲劳测试。进行静态拉伸测试获致积层板极限强度及劲度等机械性质, 并依实验结果绘制该裂缝尺寸下力量位移关系图; 拉伸-拉伸疲劳测试采用负荷控制, 正弦波负载, 应力比为 0.1, 频率为 5 Hz, 最后将疲劳实验数据绘制不同裂缝尺寸下负载与疲劳振次关系图。综合所有实验结果获致以下结论: 添加奈米微粒来提升极限强度, 在含单边裂缝积层板上效果不显著; 含奈米微粒积层板之抗疲劳性约略优于无奈米微粒积层板; 机械性质随裂缝长增加而递减。

**关键词：**单边裂缝；破坏韧性；APC-2；钛合金；奈米复材积层板

## 1. 引言

在破坏理论里，最简单的破坏是单一模式的破坏，但结构组件的为单一模式的破坏，在真实情况中是少见的。大多数的结构破坏行为皆为复杂，通常会两种模式以上的混合型破坏，在过去有许多学者曾提出混合模型破坏的问题研究，但受限于仪器设备，所以多偏向 Mode I-II 此模式研究。在破坏分析中，估算结构组件安全性的参数，主要为应力强度因子 (Stress Intensity Factor, S.I.F.)，通称  $K$  值，一些以应力、应变或能量法为依据的破坏准则及理论或是数值分析相继被提出。最早以 2-D 方式对混合模型破坏做实验的是 Erdogan 和 Sih<sup>[1]</sup>，他们提出“最大切应力准则” (Maximum Tangential Stress Criterion, M.S.T.)；Maiti<sup>[2,3]</sup> 提出“最大主轴切应力准则” (Maximum Principal Tangential Stress Criterion, M.P.S.T.)；Sih<sup>[4]</sup> 提出“应变能密度准则” (Strain Energy Density Criterion, S.E.D.)；Wu<sup>[5]</sup> 提出“最大切应变准则” (Maximum Tangential Strain Criterion, M.T.S.N.)；Nuismer<sup>[6]</sup> 提出“能量释放率准则” (Energy Release Rate) 以作为破坏准则。

合金 - 纤维积层板是一种由金属合金薄板与纤维加强材所结合而成的一种材料。最先是由荷兰的国家太空实验室经由对 Fokker F-27 机翼做疲劳实验之研究后，发现黏合金属与积层板对抗疲劳有非常优异之性能<sup>[7]</sup>。而 Technological Delf University 藉由此技术的发展，进一步研发可以在市面上流通的产品，例如 ARALL<sup>®</sup> (Aramid Fibre/Aluminum) 与 GLARE<sup>®</sup> (Class Fibre/Aluminium)<sup>[8-10]</sup>，应用于飞机之机身、侧翼、尾翼上，同样的，铝合金结合 Carbon 纤维形成 CARALL (Carbon Fiber-Reinforced Aluminum-Alloy Laminates)，此积层板具有超强抗疲劳破坏性能<sup>[11]</sup>，主要原因为疲劳裂缝前端，垂直裂缝之碳纤维阻碍了裂缝成长，使其速率降低甚至停止。

以修正隔膜固化制程将钛合金与 APC-2 黏合，成功研制钛合金/APC-2 奈米复合材料积层板，裂缝试片室温下承受拉伸及疲劳试验之机械性质已获致，并观测其破坏机制，而其破坏韧性也已测量并计算。

## 2. 计算破坏韧性理论公式

### 2.1. 破坏力学 - 破坏韧性

根据破坏力学<sup>[12]</sup>，材料之破坏韧性可由(1)与(2)式来求出：

$$K_{IC} = \frac{P_{ult}}{B\sqrt{w}} F\left(\frac{a}{w}\right) \quad (1)$$

$$F\left(\frac{a}{w}\right) = \frac{\sqrt{2 \tan \frac{\pi a}{2w}}}{\cos \frac{\pi a}{2w}} \left[ 0.752 + 2.02 \left(\frac{a}{w}\right) + 0.37 \left(1 - \sin \frac{\pi a}{2w}\right)^3 \right] \quad (2)$$

其中  $F\left(\frac{a}{w}\right)$  为式片几何函数， $a$  为单边缘裂缝之长度， $w$  为平板之有限宽度， $P_{ult}$  为极限负载作用力， $B$  为平板厚度。作用力  $P$  作用方向与裂缝  $a$  垂直。利用拉伸实验得到的极限负载值和已知的材料尺寸依(1)与(2)式算出 Ti/APC-2 十字迭未含奈米微粒与含奈米微粒各别积层板之破裂韧性  $K_{IC}$  值。

### 2.2. 混合理论 - 破坏韧性

本文里 APC-2 以十字迭排序，为类似均向迭可以视为均向性，而 APC-2 喷涂奈米微粒是以均匀喷涂方式喷涂，故可视为均质性；因此 Ti/APC-2 十字迭含奈米微粒复材积层板和无奈米微粒积层板皆视为均质均向性材料，故可用混合理论 (Rule of Mixtures) 来计算材料的破坏韧性，依照混合理论公式得知无奈米微粒积层板破坏韧性  $K_{IC}$ ，如(3)式所示。

由[13,14]得知 Ti/APC-2 十字迭未含奈米微粒与含奈米微粒之复材积层板，有含奈米微粒之强度、劲度约提升 10%，因此将无奈米微粒之 APC-2 破坏韧性  $K_{IC}$  乘上 1.1 倍，估算出含奈米微粒之破坏韧性  $K_{IC}$ ，如(4)式所示：

$$K_{IC} = K_{IC}^{Ti} V_{Ti} + K_{IC}^{APC-2} V_{APC-2} \quad (1)$$

$$K_{IC \text{ with } SiO_2} = K_{IC}^{Ti} V_{Ti} + (1.1) \times K_{IC}^{APC-2} V_{APC-2} \quad (2)$$

其中  $K_{IC}$  为积层板整体的破坏韧性， $K_{IC}^{Ti}$  为钛合金之破坏韧性， $V_{Ti}$  为钛合金属积百分率， $K_{IC}^{APC-2}$  为 APC-2

迭层之破裂韧性,  $V_{(APC-2)}$  为 APC-2 迭层体积百分率。

将所有材料参数代入由(3)、(4)式算出积层板整体的破坏韧性。

### 3. 实验工作

#### 3.1. 实验材料

实验之钛合金是向中一国际股份有限公司购买, 是由日本神户制钢所生产, 其等级为 GRADE 1, 尺寸为  $240 \text{ mm} \times 150 \text{ mm} \times 0.5 \text{ mm}$ 。碳纤维/聚醚醚酮 APC-2 预浸布属于热塑型基材, 在高温下( $250^\circ\text{C}$ )长期使用仍能保持良好之机械性能, 是航天及国防工业上理想之材料, 为世界各国研究之重点。使用的复合材料由美国 Cytec 公司所供应之 APC-2 预浸布, 其成分为聚醚醚酮基材与碳纤维加强材所组成, 其纤维体积百分率约为 61%, 玻璃转移点( $T_g$ )为  $143^\circ\text{C}$ , 熔点温度为  $343^\circ\text{C}$ 。本文所用之  $\text{SiO}_2$  奈米微粒为美国 Nanostructured & Amorphous Materials 公司所供应, 平均粒径为  $15 \pm 5 \text{ nm}$ , 比表面积为  $160 \pm 20 \text{ m}^2/\text{g}$ , 主结晶相为球面结晶(Spherical Crystallographic), 粉末的形状为不规则状。

#### 3.2. 钛合金奈米复材积层板之制程

首先清洗钛板, 之后进行碱洗及酸蚀刻处理, 以去除表面油脂跟非多孔性结构之氧化膜; 接着进行铬酸阳极处理, 此步骤是为了使钛板表面形成多孔性结构的氧化膜, 最后将处理过之钛板用水清洗风干备用。将 APC-2 预浸布切割成实验所需尺寸, APC-2 分为表面喷洒  $\text{SiO}_2$  奈米颗粒以及未喷洒  $\text{SiO}_2$  奈米微粒并两者按照十字迭[0/90]<sub>s</sub> 堆栈。将处理好的钛板与 APC-2 迭层互相迭合, 顺序分别为 1、3 为钛板, 2 为 APC-2 迭层, 如图 1; 并放进热压机中, 依照修正过后之隔膜成形法配合升温固化成形。使用水冷式钻石轮切割机将 Ti/APC-2 复材积层板切成长  $\times$  宽为  $210 \text{ mm} \times 25 \text{ mm}$  的试片。接着在试片边缘切割裂缝, 裂缝尺寸分别为 1.5 mm、3.0 mm、4.5 mm、6.0 mm, 试片尺寸如图 1。

#### 3.3. 拉伸与疲劳实验

本实验中采用 MTS 810 万能材料试验机来进行, 首先对 Ti/APC-2 十字迭奈米复材积层板以及复材积

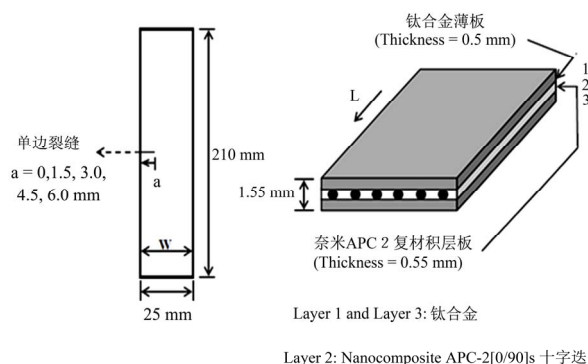


Figure 1. The geometry and dimensions of Ti/APC-2 cross-ply nanocomposite laminate  
图 1. 复材积层板堆栈方式和试片尺寸示意图

层板试片进行室温( $25^\circ\text{C}$ , RT)下静态拉伸试验, 获致其应力-应变曲线、强度等机械性能。接着对 Ti/APC-2 十字迭奈米复材积层板以及复材积层板试片进行室温( $25^\circ\text{C}$ , RT)疲劳测试, 其所采用的负载形式为拉伸-拉伸(Tension-Tension), 应力比为 0.1, 频率为 5 Hz, 而负载波型为正弦波型(Sinusoidal Wave), 并以负荷控制(Load Control)作为控制模式, 接着将疲劳实验所得数据绘制成负载与疲劳振次关系图。

### 4. 结果与讨论

#### 4.1. 拉伸实验

静态拉伸试验是由负载计(Load Cell)纪录试片之负载值, 以应变伸长计测量试片受负载时的应变量, 拉伸试验会作三至四之试片, 将所得拉伸数据整理制成表格, 并整理以方便做比较, 如表 1 所示。

观察平板试片, 发现有添加奈米微粒试片的极限负载比较好, 接着再观察有裂缝试片发现含奈米微粒

Table 1. The ultimate load of single-edge cracked Ti/APC-2 composite laminates W/WO nanoparticles  
表 1. Ti/APC-2 十字迭试片极限负载比较

	Cracks (mm)	Ultimate Tensile Load $P_{ult}$ (KN)
无奈米微粒	平板	$24.66 \pm 0.58$
	a = 1.5 mm	$15.89 \pm 0.51$
	a = 3.0 mm	$13.08 \pm 0.24$
	a = 4.5 mm	$10.75 \pm 0.28$
	a = 6.0 mm	$9.42 \pm 0.57$
含奈米微粒	平板	$25.34 \pm 0.36$
	a = 1.5 mm	$15.79 \pm 0.33$
	a = 3.0 mm	$13.13 \pm 0.08$
	a = 4.5 mm	$11.10 \pm 0.28$
	a = 6.0 mm	$9.21 \pm 0.09$

和无奈米微粒的试片之极限负载没有太大差异，并依极限负载及裂缝尺寸绘制拟合曲线关系比较图，如图 2 所示。其中纵轴是极限应力  $P_{ult}$  (KN)，横轴是裂缝尺寸  $a$  (mm)；发现两者曲线几乎重叠，表示在极限负载随着裂缝越大时，强度减少的趋势相似，添加奈米微粒后试片极限强度并没有显著提升，原因为裂缝为应力集中现象，奈米微粒为均匀喷涂方式，在应力集中区域，奈米粉微粒强化的区域小，导致喷涂奈米微粒来提升极限负载效果不显著。

### 4.2. 疲劳实验

疲劳试验是依照 ASTM E606 进行试验，单边裂缝(平板、1.5 mm、3.0 mm、4.5 mm、6.0 mm)钛合金/十字迭含奈米微粒试片于室温下之负载 - 疲劳振次曲线拟合关系图如图 3(a)所示，单边裂缝(平板、1.5 mm、3.0 mm、4.5 mm、6.0 mm)钛合金/十字迭无奈米微粒试片于室温下之负载 - 疲劳振次曲线拟合关系图如图 3(b)所示。

观察出裂缝越大时，曲线越趋近直线，且与纯 APC-2 的疲劳曲线相似，原因是裂缝越大时，在高应力振幅下，所能承受的振次越低，再加上裂缝越大，导致金属部分的抗疲劳的性质消失。

再将含奈米微粒与无奈米微粒在相等裂缝尺寸下作比较图，如图 4 所示。观察并发现喷涂奈米粉的裂缝试片，在裂缝较小时，抗疲劳性略优于未含奈米

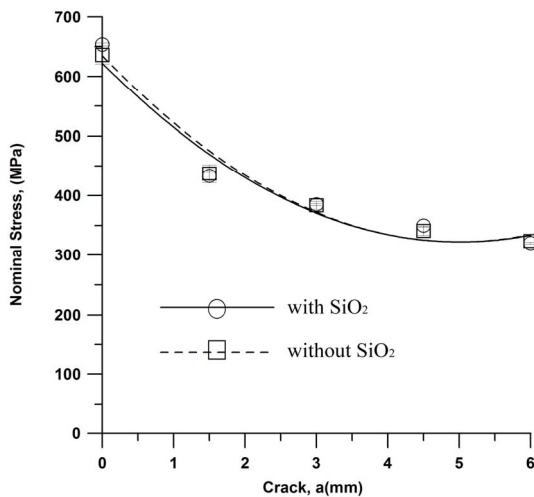


Figure 2. The stress vs. crack curve of Ti/APC-2 cross-ply composite laminates W/WO nanoparticles  
图 2. Ti/APC-2 十字迭试片含奈米微粒与无奈米微粒之负载-裂缝曲线拟合关系比较图

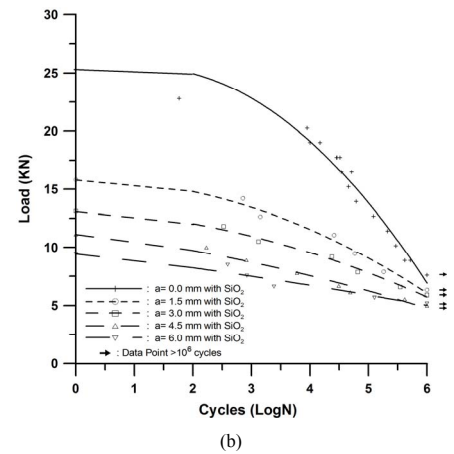
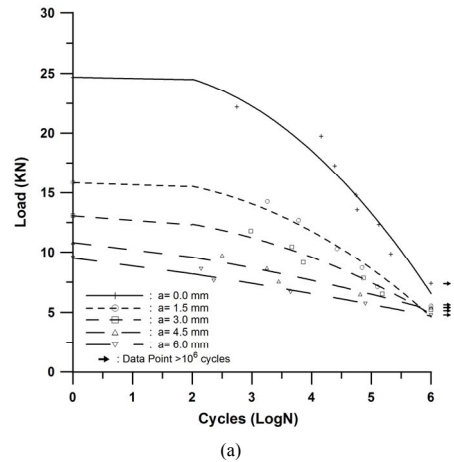


Figure 3. The load vs. cycles curves for Ti/APC-2 cross-ply composite laminates with single-edged cracks (a) without nanoparticles SiO<sub>2</sub> and (b) with nanoparticles  
图 3. 单边裂缝 Ti/APC-2 十字迭复材积层板, (a) 无奈米微粒; (b) 含奈米微粒, 各单边裂缝之负载与疲劳振次曲线拟合图

粉裂缝试片，而当裂缝尺寸越大，此优势渐渐不明显，原因在于裂缝越大，破坏机制影响大于喷涂奈米粉的影响，所以导致疲劳曲线渐渐趋近。

### 4.3. 破坏韧性

以破坏力学公式算出的破坏韧性数据整理于表 2 所示；以混合理论公式算出的破坏韧性数据整理于表 3 所示。

以破坏力学算出的断裂韧性  $K_{IC}$  值，为一范围值，在破坏力学的观念里破坏韧性  $K_{IC}$  值，应为一个定值，是描述材料对抗裂缝成长的参数，但破坏力学的理论是以金属材料为基础，而因本文使用的是复合材料，裂缝在复合材料中的破坏机制比金属材料更复杂，所以这就是导致  $K_{IC}$  值计算出来不是一个定值，而是一个范围值的原因。

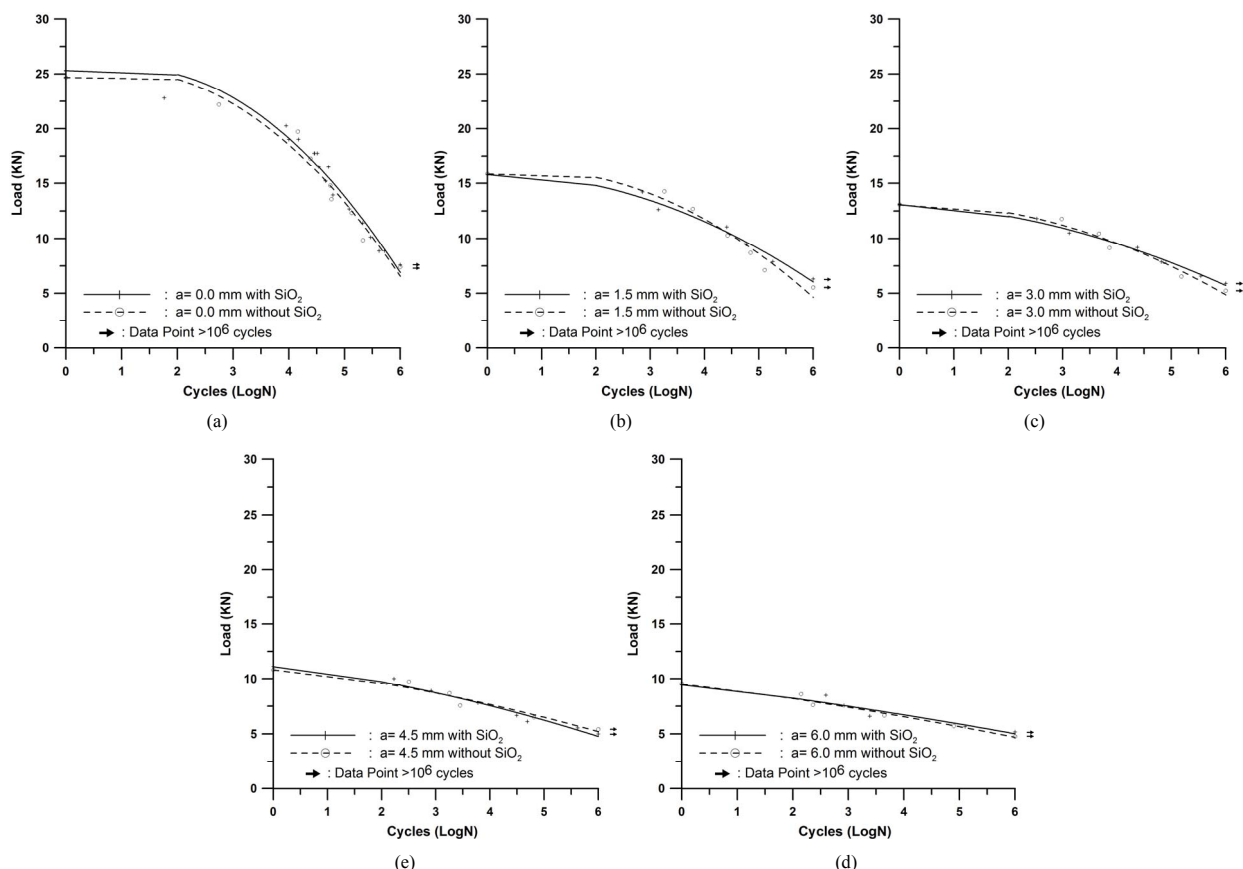


Figure 4. The load vs. cycles curves for (a) plane; (b) 1.5 mm; (c) 3.0 mm; (d) 4.5 mm and (e) 6.0 mm Ti/APC-2 cross-ply composite laminates W/WO nanoparticles.

图 4. Ti/APC-2 十字迭(a)平板; (b) 1.5 mm; (c) 3.0 mm; (d) 4.5 mm; (e) 6.0 mm 试片含奈米微粒与无奈米微粒之负载-疲劳振次曲线拟合关系比较图

Table 2. Fracture toughness for both Ti/APC-2 composite laminates W/WO nanoparticles

表 2. 破坏力学计算之破坏韧性

Crack Length $a$ (mm)	$F(a/w)$	破坏力学计算之破坏韧性			
		无奈米微粒 Ultimate Tensile load Pult (KN)	Ti/APC-2 无奈米微粒 Fracture Toughness $K_{IC}$ ( $Mpa\sqrt{m}$ )	含奈米微粒 Ultimate Tensile Load Pult (KN)	Ti/APC-2 含奈米微粒 Fracture Toughness $K_{IC}$ ( $Mpa\sqrt{m}$ )
1.5	0.5015	15.84	32.50	15.79	32.31
3.0	0.7501	13.08	40.03	13.13	40.18
4.5	0.9956	10.83	43.99	11.12	45.17
6.0	1.2730	9.54	49.55	9.44	49.03

Table 3. Fracture toughness calculated by rule of mixtures

表 3. 混合理论计算之破坏韧性

混合理论计算之破坏韧性					
钛合金 <sup>[17]</sup> Fracture Toughness $K_{IC}$ ( $Mpa\sqrt{m}$ )	钛合金体积百分率 (%)	APC-2 <sup>[18]</sup> Fracture Toughness $K_{IC}$ ( $Mpa\sqrt{m}$ )	APC-2 体积百分率 (%)	Ti/APC-2 无奈米微粒 $K_{IC}$ ( $Mpa\sqrt{m}$ )	Ti/APC-2 含奈米微粒 $K_{IC}$ ( $Mpa\sqrt{m}$ )
70	64.5	4.7	35.5	46.82	46.98

用破坏力学的观念去计算出的破坏韧性  $K_{IC}$  值, 未含奈米微粒的  $K_{IC}$  值大概介于 32.50 到 49.55  $Mpa\sqrt{m}$  之间而含奈米微粒的  $K_{IC}$  值大概介于 32.31

到 49.03  $Mpa\sqrt{m}$  之间; 由混合理论计算出来的未含奈米微粒情况下的破坏韧性  $K_{IC}$  值为 46.82  $Mpa\sqrt{m}$  而含奈米微粒情况的破坏韧性  $K_{IC}$  值为 46.98  $Mpa\sqrt{m}$ , 两

者比较发现, 混合理论计算出来的  $K_{IC}$  值皆落于破坏力学计算出的  $K_{IC}$  值范围间, 是合理的。而裂缝端是应力集中现象, 喷涂奈米微粒是以均匀喷涂方式, 奈米微粒在裂缝端只有局部效果, 因此喷涂奈米微粒在提升破坏韧性  $K_{IC}$  没有显著效果。

#### 4.4. 破坏断面

高应力疲劳破坏如图 5 所示, 预切裂缝会成长, 到达裂缝和宽度比( $a/w$ )约为 0.5 左右时, 发生断裂, 钛合金呈现颈缩现象, APC-2 断裂面平整, 0 度迭层为纤维断裂, 90 度迭层为基材与纤维剥离破坏。

中应力疲劳破坏如图 6 所示, 预切裂缝会成长, 到达裂缝和宽度比( $a/w$ )约为 0.7 左右时, 发生断裂, 钛合金在尾端部呈现颈缩现象, APC-2 断裂面平整, 0 度迭层为纤维断裂, 90 度迭层为基材与纤维剥离破坏。

低应力疲劳破坏如图 7 所示, 含裂缝的钛合金会先断裂, 而剩下 APC-2 承受低应力疲劳作用, 直到 APC-2 断裂, 最后两者断裂面皆平整, APC-2 的 0 度迭层为纤维断裂, 90 度迭层为基材与纤维剥离破坏。

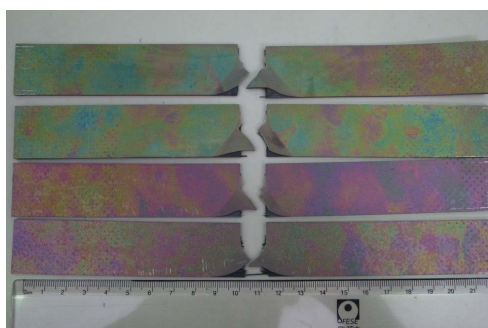


Figure 5. The failure cross-sections of specimens due to high load fatigue  
图 5. 试片经高应力疲劳破坏之断面图

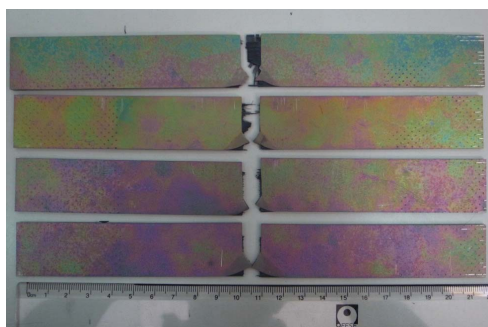


Figure 6. The failure cross-sections of specimens due to middle load fatigue  
图 6. 试片经中应力疲劳破坏之断面图

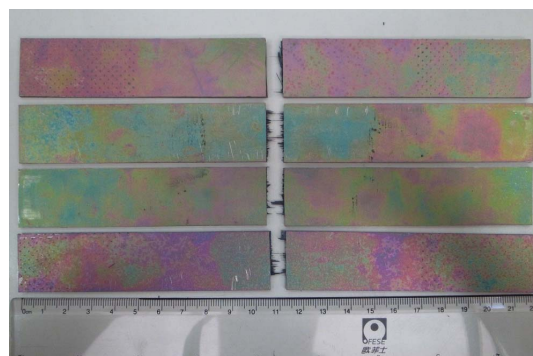


Figure 7. The failure cross-sections of specimens due to low load fatigue  
图 7. 试片经低应力疲劳破坏之断面图

## 5. 结论

1) 将无奈米粉和含奈米粉的试片在同一系列裂缝下的拉伸数据来作比较, 可以发现两者极限负载强度减少的幅度几乎相等, 单边裂缝破坏效应的影响大于喷涂奈米粉效应, 喷涂奈米粉来提升极限强度的效果并不显著。

2) 观察负载 - 振次曲线图, 得知在平板以及裂缝较小时, 含奈米粉试片之抗疲劳性约略优于无奈米粉试片, 而当裂缝越大时, 此效果越不显著。

3) 比较实验结果后可发现, 积层板之机械性能随着裂缝长度增加而下降, 而疲劳试验中也同样可以发现裂缝增加, 其抗疲劳性也随之降低。

## 6. 致谢

本论文为国科会编号 NSC-100-2221-E-110-030 之计划, 由于国科会的支持, 使本计划得以顺利进行, 特此致上感谢之意。

## 参考文献 (References)

- [1] F. Erdogan, G. C. Sih. Transactions ASME. Journal of Basic Engineering, 1963, 85D(4): 519-527.
- [2] S. K. Maiti. Unstable edge crack extensions during shearing of bars. Ph.D. Thesis, Indian Institute of Technology, Bombay, 1979.
- [3] S. K. Maiti. Prediction of the path of unstable extension of internal and edge cracks. Journal of Strain Analysis, 1980, 15(4): 155-169.
- [4] G. C. Sih. Some basic problems in fracture mechanics and new concepts. Engineering Fracture Mechanics, 1973, 5(2): 364-377.
- [5] H. C. Wu. Dual failure criterion for plain concrete. Journal of Engineering Mechanics, Division ASCE, 1974, 100: 1167-1181.
- [6] R. J. Nuismer. An energy release rate criterion for mixed mode fracture. International Journal of Fracture, 1975, 11(2): 245-250.
- [7] A. Vlot. Historical overview. In: Fibre Metal Laminates; An introduction. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 2001.

- [8] R. Marissen. Flight simulation behavior of aramid reinforced aluminum laminates (ARALL). *Engineering Fracture Mechanics*, 1984, 19(2): 261-277.
- [9] R. Marissen, K. H. Trautmann, J. Foth and H. Nowack. Micro-crack growth in aramid reinforced aluminum laminates (ARALL). In: C. J. Beevers, Ed., *Fatigue 84, Proceedings of the 2nd International Conference on Fatigue and Fatigue Thresholds*, Vol. 2, EMAS Ltd., Warley, 1984: 1081-1089.
- [10] R. Marissen. Fatigue mechanisms in ARALL, a fatigue resistant hybrid aluminum aramid composite material. In: R. O. Ritchie, E. A. Starke, Eds., *Fatigue 87, Proceedings of the 3rd International Conference on Fatigue and Fatigue Thresholds*, Vol. 3, EMAS Ltd., Warley, 1987: 1271-1279.
- [11] C. T. Lin, F. S. Yang and P. W. Kao. Fatigue behavior of carbon fibre-reinforced aluminum laminates. *Composites*, 1991, 22(2): 135-141.
- [12] T. L. Anderson. *Fracture mechanics: Fundamentals and applications (3rd Edition)*. Boca Raton: CRC Press, 2005.
- [13] 刘俊吾. 钛金属/碳纤维/聚醚醚酮复材积层板之研制与机械性值探讨[D]. 国立中山大学机电所, 2009.
- [14] 张哲恺. 钛合金/碳纤维/聚醚醚酮奈米复材积层板之研制与机械性值探讨[D]. 国立中山大学机电所, 2010.