

低能量衝擊損傷及熱循環損傷對船用

Gr/PEEK 積層板的疲勞壽命影響之研究

Study on The Effects of The Low-Energy Impact And Thermal Cycling Damage on Fatigue Life of Gr/PEEK Laminates Used in Ship

邱永川 Yung-Chuan Chiou^{*}、許健豪 Jian-hao Hsu^{**}、葉銘泉 Ming-Chuen Yip^{***}

摘要

本文經由實驗的方法，探討Gr/PEEK積層板遭受30% E_i (初始能量值)的低能量衝擊、熱循環作用，以及這兩者損傷合成的作用下，對於靜態強度及拉伸疲勞的影響。同時對不同損傷型態材料進行熱壓修補，觀察材料的殘留強度與疲勞性質是否有所提昇與改善，並以電子顯微鏡來探討積層板的微觀的破壞模式。在本文中，使用熱壓修補條件為壓力800psi，時間5分鐘，溫度為250度。由實驗中可觀察到衝擊損傷與熱循環損傷對於疲勞壽命有明顯變差的效應。而熱壓修補對單純衝擊損傷或者熱循環損傷具有修補效果。但對具有衝擊後熱循環的狀況則無壽命提升效應。

關鍵詞：疲勞強度、低能量衝擊、熱循環、熱壓修補

ABSTRACT

By experimental observation, the effects of low-energy impact damage, thermal cycling damage and the low-energy impact added thermal cycling damage on ultimate strength and fatigue life were investigated, respectively, for the aquasi-isotropic Gr/PEEK laminate in this study. Furthermore, the results of the improvement of the fatigue life for various damaged specimens that have been repaired by thermoforming method were presented. At the same time, the failure surfaces of various damaged specimens after fatigue tests are examined by S.E.M. Obviously, due to low-energy impact damage or thermal cycling damage, the fatigue life has been detrimental and the fatigue life can be

* 國立嘉義大學生物機電工程學系講師，E-mail: solas@mail.ncyu.edu.tw。

** 國立清華大學動力機械工程學研究所研究生。

*** 國立清華大學動力機械工程學系教授。

improved by the thermoforming method. Unfortunately, the repaired method is not beneficial for low energy-impact added thermal cycling damage

Keywords: fatigue life, low-energy impact, thermal cycling, thermoforming

壹、前言

高性能複合材料(FRP)擁有重量輕及高強度、高疲勞強度等機械性質，同時具有耐腐蝕、耐高溫及耐磨耗等特性。因此選用複合材料做為船體結構，可達成高速船舶輕量化的要求，這是金屬材料所無法取代。同時此類型材料亦廣泛應用在航太、汽車、化學與民生工業上。高性能複合材料根據基材(matrix)的不同，可分類成熱塑性與熱固性複合材料兩大類。在環境抵抗能力及衝擊韌性與延性方面，熱塑性複合材料如(Gr/PEEK)均較熱固性材料為較佳，同時熱塑性複合材料具有易於修補的特性，因此熱塑性複合材料在工業上受到廣泛重視如Kenny and Marchetti,1995^[1]、Bishop,1985^[2]、Reifsnider, Henneke, Stinchcomb, and Duke, 1983^[3]。

一般而言，航行過程中船體承受是變動負荷，因此材料的疲勞特性將會深深影響到船舶使用壽命。基於安全上的考量，對複合材料積層板的疲勞特性，進行實驗探討有其重要性。值得注意的，船舶航行時常會遭遇激烈的水面衝擊，此時船體除了靜水水壓外作用外，尚遭受到船底的衝擊水壓(Slamming Pressure)。而複合材料本身在抵抗衝擊方面性能較差，同時由(葉銘泉、李懿玲, 1996^[4])與(Avva, Vala and Ieyseelan,1986^[5])中可知，衝擊將導致纖維斷列與脫層，即使是低能量的衝擊也會對複合材料的靜態及疲勞性質產生影響。因此本文也將探討，受到低能量的衝擊後對複合材料積層板的疲勞特性影響。

在船模施工或者航行中，環境溫度發生變化，複合材料各層之間會因為樹脂、纖維及纖維排列方向不同，造成層與層之間熱膨脹不同產生層間應力，如(Yip and Lai,1998^[6])中所示當環境溫度發生變化，將會使複合材料在基材造成微裂縫損傷。在(Jen and Hsu,1990^[7])中指出，因微衝擊或微裂縫所形成的損傷，將會使得複合材料在強度與勁度造成逐漸衰退行為。由以上文獻可知，這些損傷皆是造成材料疲勞壽命減少的主因。倘若能在損傷產生初時，立即進行適當修補或許能恢復材料的負載承受能力來提升疲勞壽命。對於熱塑性複合材料修補技術方面，經常被使

用的修補方法為熱壓修補。而不同的熱壓修補條件將會影響到材料在修補後的性質，如強度和抗疲勞能力等。

對於構件受到低能量的衝擊後，一般外觀改變常會不明顯，因此易忽略微衝擊對元件的靜態強度及疲勞壽命造成影響。故本文首先探討低能量衝擊作用對複合材料所產生的微小損傷在殘餘強度與疲勞壽命的影響。而本文所選擇的材料為熱塑性碳纖維強化聚醚醚酮(Gr/PEEK)。同時觀察 Gr/PEEK 經歷熱循環作用後，殘餘強度與疲勞壽命改變的情況。更進一步分析，因低能量衝擊與熱循環所形成的損傷，經過適當的熱壓修補過後，材料的殘留強度與疲勞性質是否有所提昇與改善。而本文採用熱壓修補條件為壓力 800psi，時間 5 分鐘，溫度為 250 度。此熱壓修補條件是根據(葉銘泉、郭家泰, 1999^[8])對 Gr/PEEK 進行熱壓修補所得最佳熱壓修補條件。本研究將對複合材料積層板進行實驗，探討探討在不同損傷模式下的疲勞特性，使設計者更能充分掌握材料特性來設計高品質，高安全性及高附加價值之船舶。

貳、 研究方法及實驗內容

本文主要目的是要探討微衝擊及環境溫度變化對碳纖維強化聚醚醚酮 (Gr/PEEK)所造成損傷在殘餘強度與疲勞壽命的影響。同時對受損材料進行適當的熱壓修補，觀察材料的殘留強度與疲勞性質是否有所提昇與改善。

在微衝擊損傷設定方面，在本文中是選定 30%的初始能量 E_i (Initiation energy) 作為微衝擊損傷的標準。在實驗上初始能量 E_i 的取得，是依照 ASTM D3029-84 之試驗方法，利用落錘式貫穿衝擊試驗機，紀錄測試試片受貫穿衝擊時所吸收的能量，即為測試試片初始能量 E_i 。再使用迷你塔衝擊試驗機施加 30% E_i 在試片上，即為本文實驗中的微衝擊損傷試片。因環境溫度變化效應所造成熱循環損傷設定方面，熱循環的溫度設定在-50°C 到 50°C，且升降溫的速度為每分鐘 5°C，所處的溼度環境為室溫下的溼度，每一週次所需時間約為一小時，共維持 300 週次。根據葉與郭[2]在熱壓修補條件選為壓力 800psi，時間 5 分鐘，溫度為 250 度。

本文將根據遭受低能量衝擊、熱循環所形成不同型態的損傷以及在不同型態損傷作用後所進行的熱壓修補的試片，進行靜態拉伸試驗及拉伸疲勞試驗。探討，低能量衝擊、熱循環以及熱壓修補對材料抗拉強度以及疲勞壽命的影響，相關進行的實驗內容如圖一所示。

對於原材與受損材料的靜態強度的取得，本文將根據 ASTM D3039-76 之靜態

拉伸試驗規範進行拉伸試驗。所有實驗皆在 Instron-1322 型試驗機進行試驗，控制模式為行程控制且夾頭拉伸速率為 0.01mm/s 以滿足實驗為準靜態之假設。實驗中所取得的抗拉強度，將作為軸向疲勞試驗中，最大應力值的參考。在拉伸疲勞試驗方面，試驗機器使用 Instron-1322 型試驗機。試驗控制參數設定方面，控制模式為負荷控制 (Load controlled)，頻率為 3~5Hz，測試波形為正弦波。在本文實驗中選定四種應力振幅進行試驗，四種不同應力振幅分別選自試片抗拉強度的 85%、80%、75%、70%、作為最大施加應力且應力比訂為 0.1。

參、結果與討論

本文經由實驗的方法，探討 Gr/PEEK 積層板遭受低能量衝擊、熱循環作用，以及這兩者損傷合成的作用下，對於靜態強度及拉伸疲勞的影響。同時對這些不同型態損傷的試片進行的熱壓修補，分析熱壓修補後觀察材料的殘留強度與疲勞性質是否有所提昇與改善。實驗內容分為以下各部分加以討論：

(一) 貫穿衝擊測試

取 80mm*80mm 的 Gr/PEEK 積層板進行貫穿衝擊測試。由五次實驗求得 Gr/PEEK 積層板初始能量 E_i 值平均大小為 9.11J。在本文將使用 30% E_i 來製造微衝擊損傷試片。

(二) 擬靜態軸向拉伸強度與殘餘強度測試

本文將對原始試片、微衝擊損傷試片(E_i)、熱循環損傷試片(T_{Cy})、衝擊後熱壓修補試片(E_i+R)、熱循環及熱壓修補試片($T_{Cy}+R$)、衝擊後及熱循環損傷試片(E_i+T_{Cy})、熱循環再衝擊損傷試片($T_{Cy}+E_i$)、衝擊後熱循環再熱壓修補試片($E_i+T_{Cy}+R$)、熱循環後衝擊再熱壓修補試片($T_{Cy}+E_i+R$)、衝擊後熱壓修補再熱循環損傷試片(E_i+R+T_{Cy})，進行擬靜態靜態軸向拉伸測試且每一種損傷條件的試驗皆重複五次測試。表一所列為各種不同型態損傷及在不同階段進行熱壓修補後的試片，其抗拉強度平均值大小實驗結果。

在圖二中，首先比較原材與衝擊後的試片及衝擊後經熱壓修補的試片三者的極限強度。可看出試片衝擊過後其殘留強度有明顯的下降且衝擊後經熱壓修補的試片則是無法恢復到原始強度。觀察經衝擊後的試片，可發現在衝擊面處周圍已有少許的基材裂縫的產生且部分試片上在衝擊背面處有些許纖維斷裂的情形發生。另外，經衝擊後的試片經超音波掃描發現衝擊處有明顯的脫層現象發生。而纖維

是主導試片大部份的靜態強度，由此可知少許纖維斷裂則是造成衝擊後的試片強度下降主要原因。而熱壓修補雖可大幅改善脫層現象，但是卻無法彌補纖維斷裂，且在熱壓成型的過程中每一個位置的厚度並不一致造成殘留強度散佈性也較大。觀察經熱循環後的殘留強度及熱循環後經熱壓修補的殘留強度。由圖二可看出熱循環過後的殘餘強度有不降反升的現象產生但強度散佈性較大，同時可發現修補效應對經熱循環後的靜態強度雖有改善但沒有明顯的影響。其因為熱循環所造成的熱脹冷縮並不會造成纖維的斷裂僅只會造成基材劣化。

由圖三中可發現，不管試片是先經過衝擊後再熱循環或是先經過熱循環後再衝擊，影響殘餘強度最大的仍是低能量衝擊。因為在經過衝擊後，試片會有纖維斷裂的情形發生。而纖維是主導整個靜態的強度，因此不管破壞的先後順序為何，強度皆有明顯的下降。而破壞順序的效應的差距只有 2% 左右。對於衝擊後熱壓修補再熱循環的試片 ($E_i + R + T_{Cy}$)，可發現最後再做熱循環對靜態強度的影響並不大，但改善實驗散佈性。對於衝擊後熱循環再熱壓修補的試片 ($E_i + T_{Cy} + R$)，雖然熱壓修補過後則是可以有效改善其脫層的情形，但卻無法改善纖維斷裂的情形，故熱壓修補對靜態強度影響並不大但卻使實驗散佈性變大。對於熱循環後衝擊再熱壓修補的試片 ($T_{Cy} + E_i + R$)，發現因衝擊所造成的纖維斷裂使得數據的散佈變大，但經過熱壓修補後其散佈性並沒有減小的趨勢。

(三) 疲勞試驗

在本文疲勞實驗中，應力振幅大小皆以試片在靜態拉伸強度試驗時，所取得極限拉伸強度的 85%、80%、75%、70%、作為最大施加應力且訂應力比訂為 0.1。對於不同型態的損傷及其在熱壓修補下，其最大負載應力與疲勞壽命之間的關連性，本文將使用最小平方法建立兩者之間的線性回歸方程式，其分析結果如表二所示。

對於原材的疲勞測試，可觀察到在高應力等級時，纖維與基材皆有嚴重的斷裂與脫層的情形發生且疲勞壽命主要是由纖維來主導。在低應力等級時，主導材料疲勞壽命是基材。同時在低應力等級時，一開始是由表層 0° 纖維排列方向開始產生脫層，漸漸往試片的內側做延伸。

圖四比較原材、衝擊後試片及經熱循環後的試片，三者之間的疲勞壽命曲線。很清楚發現衝擊後的試片，其 S-N 曲線有大幅往下移動，疲勞壽命有明顯變差的現象。其因為衝擊後有些許纖維發生斷裂且基材也產生裂縫造成疲勞壽命大幅下降。對於熱循環損傷的試片，不論在高或低應力負載的狀況下壽命皆有變差的現

象。其因為纖維與基材的熱膨脹係數的不同，在環境溫度有變化情形下，材料本身熱脹冷縮會不一致，使得基材有微小裂縫的產生。再經軸向周次拉伸，使得微小裂縫加速延伸擴散造成壽命降低。圖五為經熱循環後疲勞破壞試片斷面的 SEM 掃描圖。由圖中發現有纖維與基材剝離的現象發生，可能原因為熱循環是造成基材劣化且受軸向拉伸，加速基材與纖維剝離的現象降低降低疲勞壽命。

由圖六可看出，試片受衝擊後進行熱壓修補，並不會提生疲勞壽命反而降低疲勞壽命。觀察試片可發現大部分的脫層皆已消失，但隨疲勞週次數不斷增加時，脫層仍然會在原衝擊處產生且漸漸擴散同時在試片的邊緣處也有脫層的情形發生，致使疲勞壽命降低。但衝擊後再經熱壓修補比較不容易產生纖維與基材剝離的情形。

由圖七可顯現出，熱循環後試片再經熱壓修補後基材本身因熱循環所產生的微裂縫則是有效移除，疲勞壽命在應力等級或是低應力等級都有提升。

由圖八中可看出衝擊後熱循環試片的疲勞壽命有明顯下降的現象。主因是試片受到衝擊過後有脫層與微裂縫的產生。同時因基材與纖維之間的膨脹係數不同，將會使原本的微裂縫在熱循環時繼續增長外且會產生新的微裂縫，使得試片損傷的情形更加的嚴重，使得疲勞壽命明顯降低。對於先熱循環損傷後再衝擊損傷的試片，可以發現疲勞壽命會優於試片先經過衝擊後再熱循環的疲勞壽命。其因為經過熱循環的試片在基才會有微裂縫的產生，但之後衝擊所造成的微裂縫，在增長的情形比基材的微裂縫嚴重，因此有較高的疲勞壽命。

由圖九中發現，試片受到衝擊熱循環過後再熱壓修補，不論在高或低應力等級時，對疲勞壽命並沒有明顯的幫助且有變差的現象，在低應力等級時更是明顯。可能是因為熱壓修補可能造成樹脂的流失，且熱壓時的高溫使得基材劣化的情形加劇，最後導致疲勞壽命的減短，故此方式的熱壓修補法無改善這種狀況所造成的損傷。圖十為衝擊熱循環再經熱壓修補疲勞破壞 SEM 斷面掃描圖，顯現熱循環的熱脹冷縮效應與熱壓修補的高溫造成基材的劣化，使疲勞壽命無法因修補而有效提升。

在圖十一中可發現，熱壓修補對於熱循環再經衝擊試片在高應力等級時的疲勞壽命明顯較好，但在低應力等級狀態下對疲勞壽命的影響則是較不明顯。可能是因為熱循環衝擊後所造成的基材劣化，所以利用熱壓方式來修補較低應力等及時熱循環衝擊試片則是無法得到較好的效果。

由圖十二可看出，不管衝擊後熱壓修補再熱循環或者衝擊後熱循環再熱壓修

補，對疲勞壽命來說都沒有明顯的幫助。但比較兩者之間的疲勞壽命則是可以發現在高應力等級時衝擊熱循環後再修補的試片會優於衝擊修補後熱循環的試片，但在低應力等級時情況則是相反。

肆、 結論

本文探討低能量衝擊與熱循環這兩種損傷對均向性[0/45/90/-45]_{2s} 熱塑性複合材料 Gr/PEEK 船用積層板的影響及具損傷的試片在熱壓修補下在疲勞壽命提升的效應。根據實驗可得到以下結論：

1. 很清楚發現經 30% 初始能量衝擊後的試片，疲勞壽命有明顯變差的現象。分析經衝擊後再進行熱壓修補的試片，可發現熱壓修補過程雖可有效的移除脫層，但並不會提生疲勞壽命反而降低疲勞壽命。
2. 經 300 週次熱循環後試片其疲勞壽命亦會衰減。對此損傷試片進行熱壓修補後其疲勞壽命在高應力等級或是低應力等級都有提升。
3. 比較試片經先衝擊後熱循環與先熱循環再衝擊對壽命影響，可看出衝擊後熱循環試片的疲勞壽命有明顯下降的現象。
4. 對衝擊後再經熱循環的試片進行熱壓修補，經實驗發現熱壓修補並沒有提升疲勞壽命效果且有變差的現象，尤其在低應力等級時更是明顯。其因可能是因為熱壓修補可能造成樹脂的流失且熱壓時的高溫造成基材劣化加劇導致疲勞壽命的減短。
5. 對於熱循環後衝擊後的試片，熱壓修補對於疲勞壽命的影響在高應力等級狀態下有提升的效果，但在低應力等級狀態下對則是較不明顯。可能是因為熱循環衝擊後所造成的基材劣化，所以利用熱壓方式來修補較低應力等及時熱循環衝擊試片則是無法得到較好的效果。
6. 對於受到衝擊損傷的試片先以熱壓的方式進行修補再經熱循環破壞與先熱循環損傷再進行修補，其表現出來的疲勞壽命不論在高低應力等級則是比沒有修補效應的結果差。
7. 由實驗中可知，若單純承受衝擊損傷或者熱循環損傷，熱壓修補有修補效果。但對經衝擊後熱循環的狀況則無壽命提升效應。

表 1 具不同型態損傷及熱壓修補後之平均抗拉強度

Virgin	E_i	T_{Cy}	$E_i + R$	$T_{Cy} + R$
--------	-------	----------	-----------	--------------

U.T.S. (Mpa)	747.00	655.76	758.81	629.50	770.37
	$E_i + T_{Cy}$	$T_{Cy} + E_i$	$E_i + T_{Cy} + R$	$T_{Cy} + E_i + R$	$E_i + R + T_{Cy}$
U.T.S. (Mpa)	647.00	662.25	617.40	637.77	609.27

表 2 不同型態損傷與其熱壓修補後之疲勞壽命曲線方程式

Virgin	$\sigma_{Max} = 766.36 - 43.2326 \text{ Log } (N_f)$
E_i	$\sigma_{Max} = 655.01 - 38.1262 \text{ Log } (N_f)$
$E_i + R$	$\sigma_{Max} = 612.04 - 30.9024 \text{ Log } (N_f)$
T_{Cy}	$\sigma_{Max} = 762.42 - 43.9360 \text{ Log } (N_f)$
$T_{Cy} + R$	$\sigma_{Max} = 938.16 - 72.8313 \text{ Log } (N_f)$
$E_i + T_{Cy}$	$\sigma_{Max} = 653.30 - 36.3495 \text{ Log } (N_f)$
$T_{Cy} + E_i$	$\sigma_{Max} = 643.89 - 32.5104 \text{ Log } (N_f)$
$E_i + T_{Cy} + R$	$\sigma_{Max} = 667.50 - 42.9540 \text{ Log } (N_f)$
$T_{Cy} + E_i + R$	$\sigma_{Max} = 669.42 - 39.0074 \text{ Log } (N_f)$
$E_i + R + T_{Cy}$	$\sigma_{Max} = 650.01 - 39.0664 \text{ Log } (N_f)$

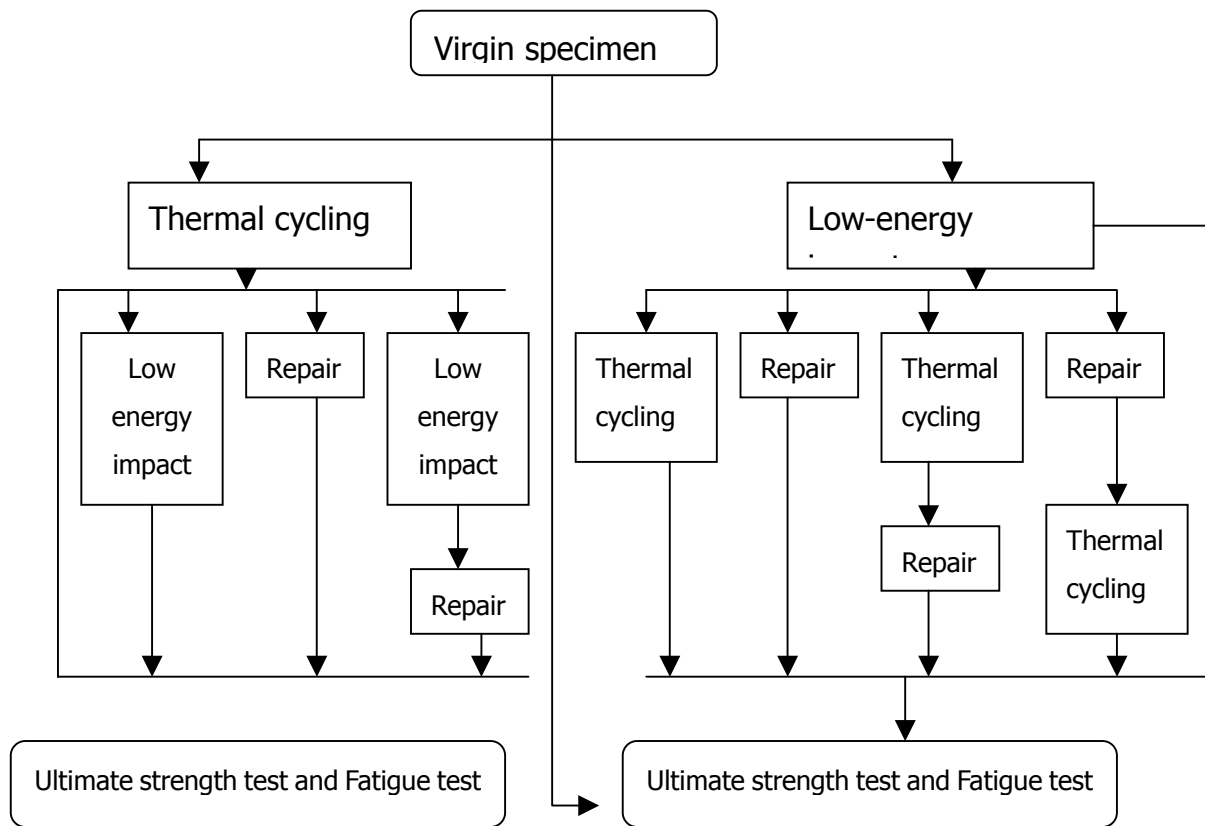


圖 1 實驗流程圖

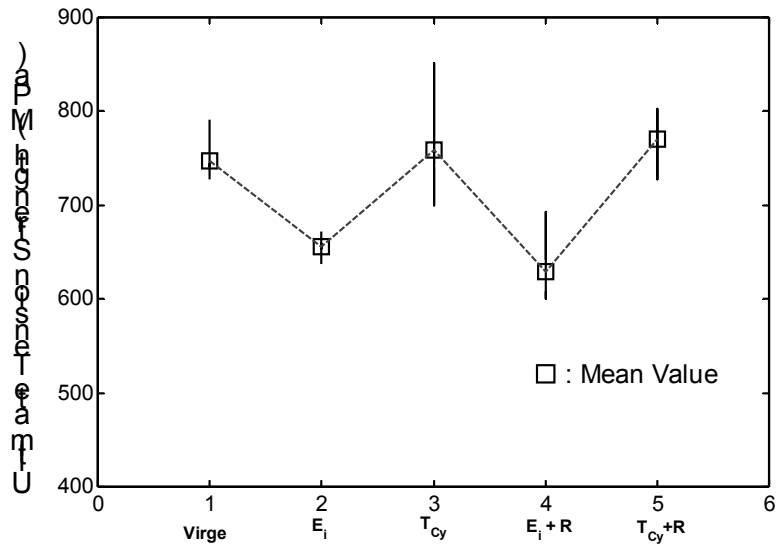


圖 2 衝擊損傷與熱循環損傷及其熱壓修補後極限抗拉強度分佈比較

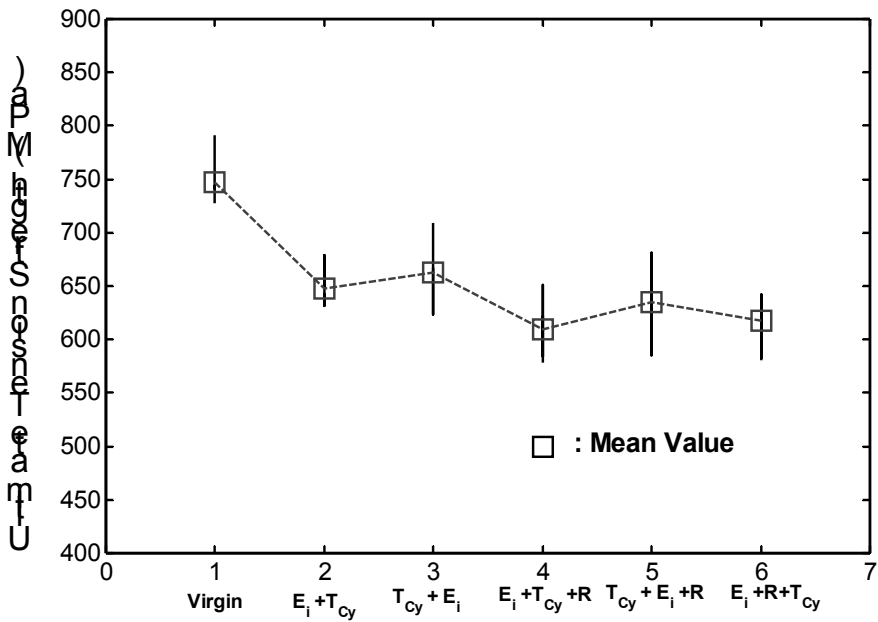


圖 3 不同合成損傷與其熱壓修補後極限抗拉強度分佈比較

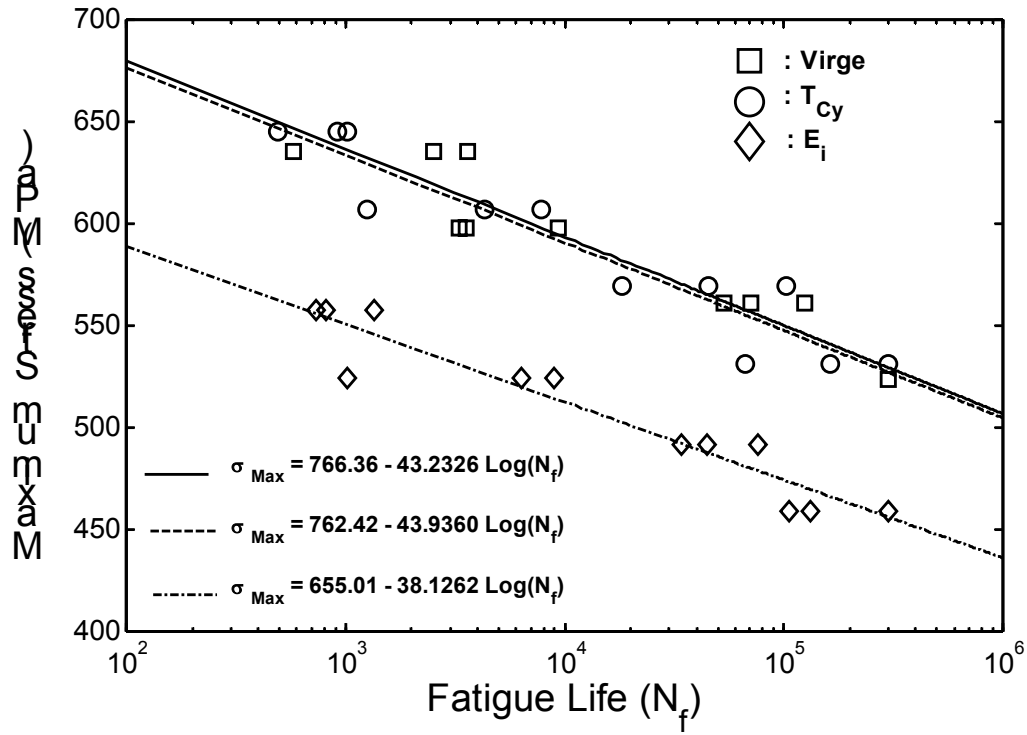


圖 4 衝擊損傷與熱循環損傷及原材疲勞壽命曲線比較

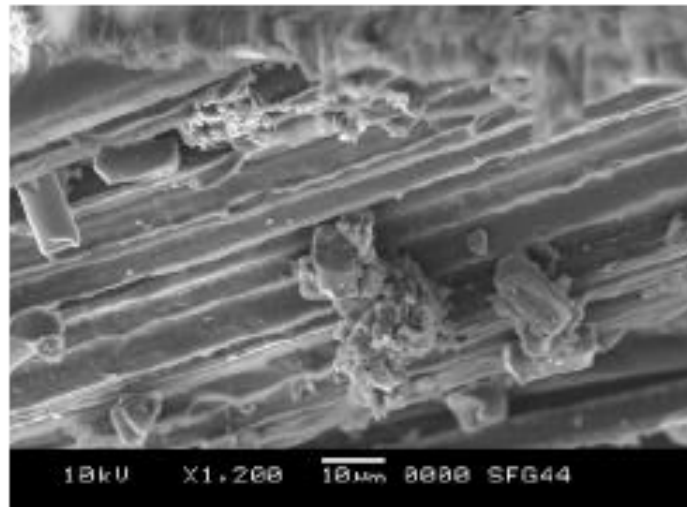


圖 5 熱循環後疲勞破壞試片斷面 1200 倍的 SEM 掃描圖。

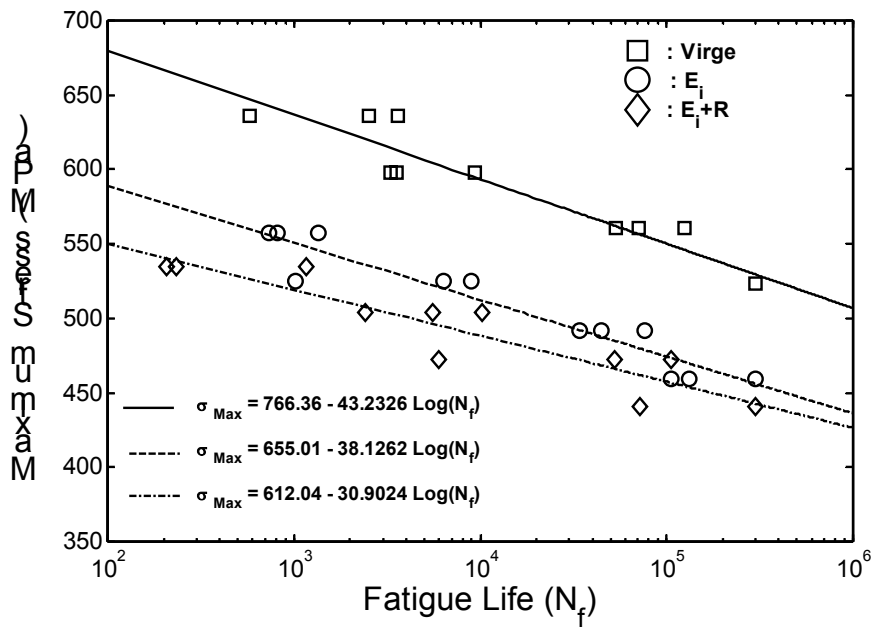


圖 6 衝擊損傷與其熱壓修補後疲勞壽命曲線比較

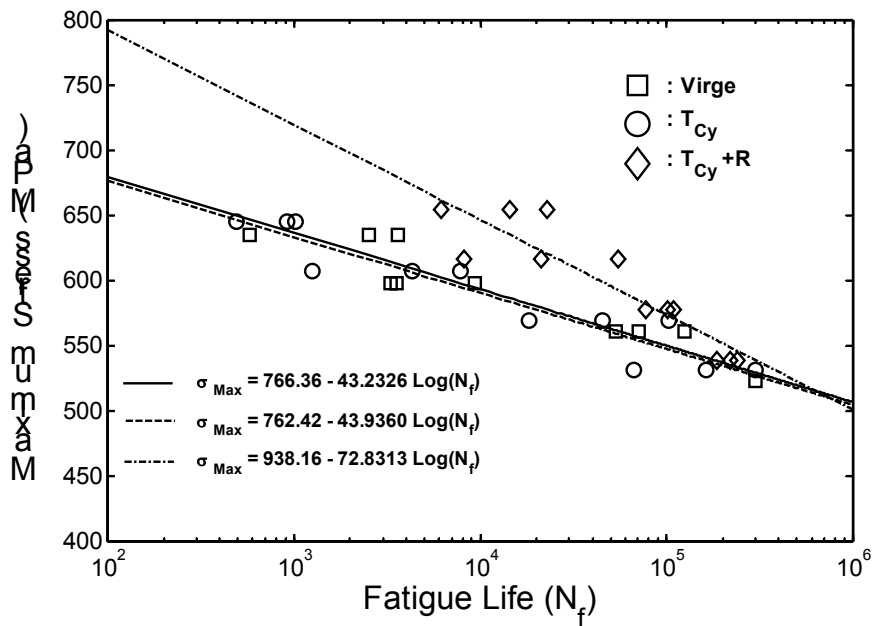


圖 7 熱循環損傷與其熱壓修補後疲勞壽命曲線比較

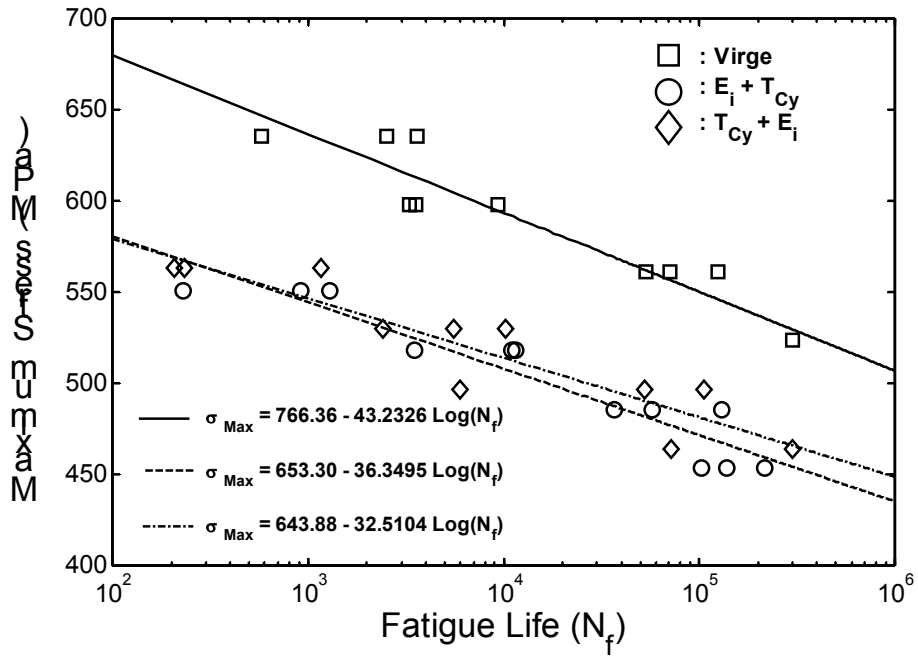


圖 8 衝擊熱循環與熱循環衝擊疲勞壽命曲線比較

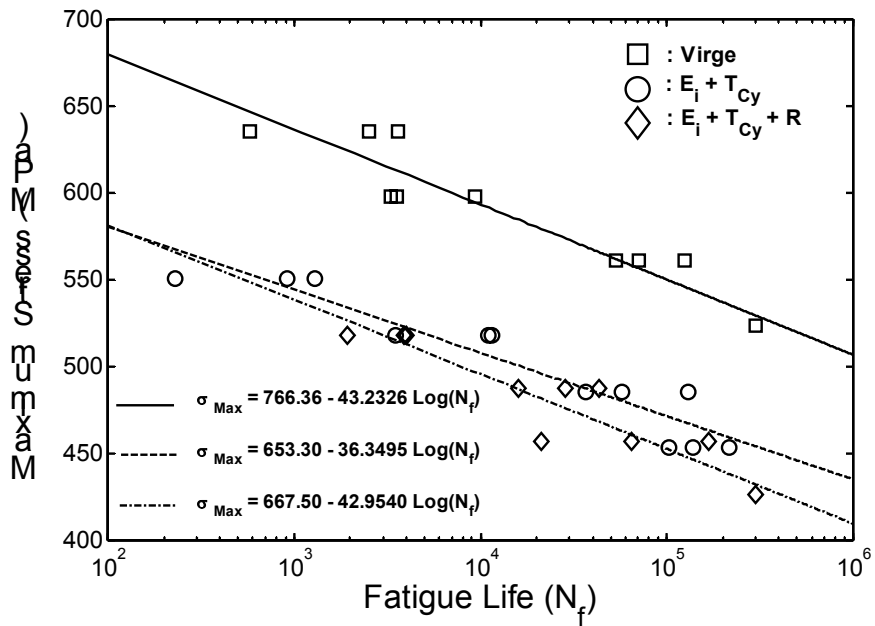


圖 9 衝擊熱循環與其熱壓修補後疲勞壽命曲線比較

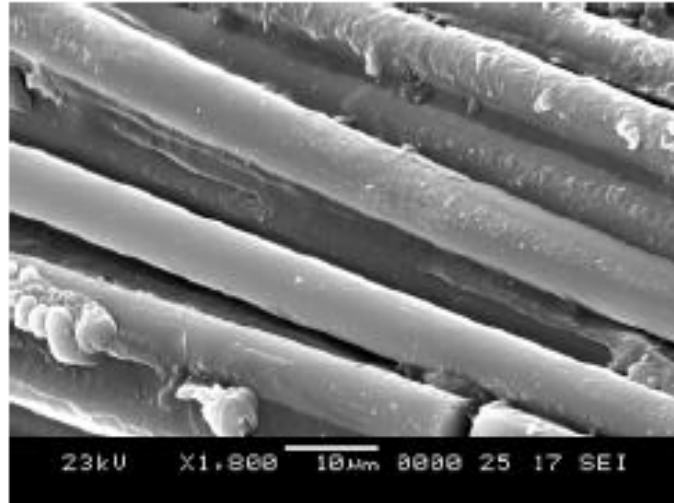


圖 10 衝擊熱循環再經熱壓修補於低應力等級疲勞破壞 SEM 斷面掃描圖

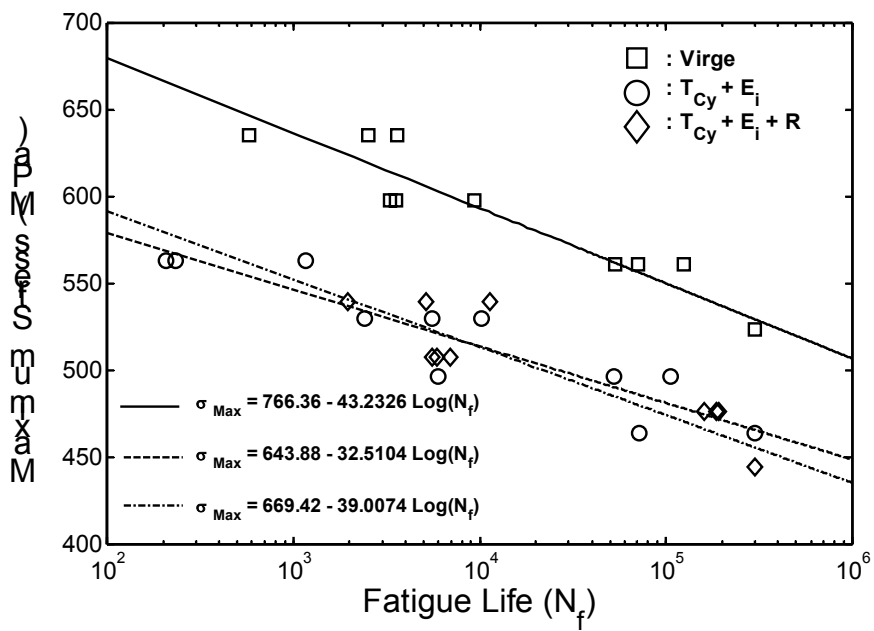


圖 11 熱循環衝擊與其熱壓修補後疲勞壽命曲線比較

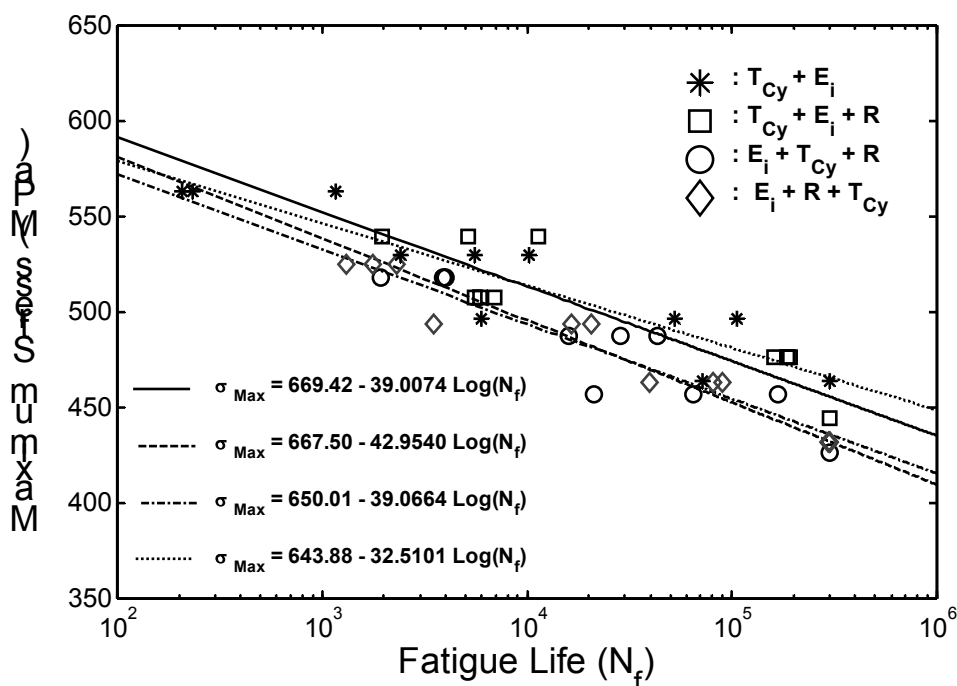


圖 12 衝擊熱壓修補熱循環與衝擊熱循環熱壓修補疲勞壽命曲線比較

伍、參考文獻

- [1] Kenny, J. M. and Marchetti, M. "Elasto-Plastic Behavior of Thermoplastic Composite Laminates under Cyclic Loading", *Composite Structures* 32, 1995, pp. 375-382
- [2] Bishop, S. M. "The Mechanical Performance and Impact Behavior of Carbon-Fiber Reinforced PEEK", *Composite Structures* 3, 1985, pp. 295-318
- [3] Reifsnider, K. L. Henneke, E.G., Stinchcomb, W. W. and Duke, J. C., "Damage Mechanics and NDE of Composite Laminates. Mechanics of Composite Materials", *Pergamon Press*, 1983, pp. 399-420
- [4] 葉銘泉、李懿玲，「衝擊及預扭對碳纖維/環氧樹脂複合材料疲勞的影響」，清

華大學動力機械工程學系碩士論文， 1996

- [5] Avva, V. S., Vala, J. R. and Ieyseelan, M.” Effect of Impact and Fatigue Loads on Strength of Graphite/Epoxy Composite”, *Composites Materials*, 1986, pp. 196-206
- [6] Yip, M. C. and Lai, K. C.” Un-axial Low Cycle Fatigue Behavior of the CFRP Composite Laminates Under Pre-torsional Fatigue and Thermal Effects”, *Proceeding of the 1st Asian-Australasian Conference on Composite Materials*, 1998, pp. 719-1~4
- [7] Jen, M. H. R. and Hsu, J. M.,” Fatigue Degradation in Centrally Notched Quasi-Isotropic Laminates”, *Journal of Composite Materials* 24, 1990, pp. 823-837
- [8] 葉銘泉、郭家泰，「熱壓修補對Gr/PEEK複合材料經軸向疲勞及扭轉疲勞之軸向疲勞壽命之研究」，第十六屆全國學術研討會論文集，中國機械工程學會，1999，頁H133-140