

行政院國家科學委員會八十九年度專題研究計畫報告

含缺陷 GR/PEEK 複材修補後之機械性質探討

計畫編號: NSC 89-2218-E-002-035

執行期限: 89 年 8 月 1 日至 90 年 7 月 31 日

主持人: 單秋成

國立臺灣大學機械工程學系

計畫參與人員: 王楚明

國立臺灣大學機械工程學系

摘要

本文藉由具重複固化能力之含缺口熱塑性 AS4/PEEK 複合材料積層在 $[0/90]_{4S}$ 疊層型式時的疲勞損傷強化行為, 研究一直無法釐清之複合材料的耗損與耗增效應, 經實驗結果發現大量且快速成長的 0° 纖維劈裂現象, 以及伴隨發生的 90° 纖維剪斷現象, 可有效地減弱應力集中的效應, 進而強化積層板的殘餘強度, 導致其疲勞壽命可超過一百萬週次。使用重新固化的方法修補疲勞所造成的基材損傷後, 強化的程度將會降低, 深入探討殘餘強度的變化及損傷的成長發現, 重新固化修補基材損傷的方法可解釋積層板疲勞損傷強化效果降低的現象, 並藉以釐清耗損與耗增效應對機械性質的影響。

關鍵詞: 損傷、強化、熱塑性樹脂、疲勞、應力集中、固化。

Abstract

The wear-in and wear-out effects have been investigated using thermoplastic matrix composite laminate AS4/PEEK with $[0/90]_{4S}$ stacking sequence. Quick and extensive 0° fiber splitting and the corresponding 90° fiber shear off were found to be the underlying causes of stress concentration alleviation. This effectively raised the residual strength of the notched laminates and increased their fatigue lives to beyond one million cycles. On the other hand, re-consolidation of fatigued specimens removed most of the internal damages and in the meantime reverses the above strengthening. Detailed study of the residual strength changes and damage development history using re-consolidation lent support to the above deductions on the notch fatigue strengthening phenomenon in $[0/90]_{4S}$ AS/PEEK laminate.

Keywords: Damage, Strengthening, Thermoplastic resin, Fatigue, Stress concentrations, Consolidation.

1. 簡介

相較於一般常用的熱固性複合材料, 熱塑性複合材料提供了最佳的斷裂韌性, 長貯存時間、耐水性佳及可回收使用等特性, 因此, 雖然其價格昂貴, 但近來有逐漸取代熱固性複材之趨勢。PEEK 為熱塑性複材中廣受各界之重視之一種[1-3]。

有關含缺口複合材料承受疲勞負載後之殘餘機械性質, 自 1980 年代初期即受到廣泛的研究, Stinchcomb 及其研究群對此曾進行較有系統之研究[4-7], 他們針對幾種不同的材料、疊層之含缺口積層板, 施加不同應力比之疲勞負載, 在達到一定週次後, 研究其各項殘餘機械性質, 其中在較低的應力等級作用下, 均得到殘餘拉伸強度提升之結果, 但在較高的應力等級作用下, 殘餘拉伸強度則發生降低現象; 類似的結果在文獻[6-9]中亦可發現。

含缺口積層板承受疲勞負載後, 發生殘餘強度不降反升的原因, 主要係肇因於疲勞負載導致缺口周圍應力集中區域發生損傷, 此種損傷雖然造成局部區域的機械性質衰減, 如勁度及強度等, 但其引發之殘餘截面上之應力重分布結果, 反有利於提升殘餘靜態拉伸強度, 稱為耗增效應(wear-in effect)[10,11]; 然而疲勞所造成的損傷, 隨負載週次之增加而則為耗損效應(wear-out effect)。

本研究將藉以具重新固化(re-consolidation)能力[12-14]的 AS4/PEEK 熱塑性複合材料積層板作為研究對象, 且為刻意於缺口前緣造成嚴重且集中之疲勞損傷, 將採用 $[0/90]_{4S}$ 的疊層順序, 並且藉由量測未受疲勞負載、受疲勞負載及疲勞後再重新固化之試片的各項殘餘機械性質, 探討耗損與耗增二個效應的影響。

2. 實驗工作

單向 AS4/PEEK 預浸布依預定之纖維角度裁切成 215×215 mm 後，依序推疊成正交(CROSS-PLY) [0/90]_{4s} 疊層之積層板，並依製造商所提供之製程，使用改良式隔膜成形機在 390°C 及 10 kg/cm² 條件下進行成化。其後裁切成寬度為 25.4 mm 之試片，並於中心位置鑽製直徑 6.3 mm 之圓形缺口 [15]，所有試片經使用 15 MHz 之超音波掃描確定無製程損傷後，於二端黏貼長度 45 mm 及寬度 3 mm 之挾持端板。

疲勞實驗採固定振幅、應力比 ($R = f_{\min} / f_{\max}$) 為 0.1 及頻率為 10 Hz 之拉伸-拉伸正弦波，其中最大應力 f_{\max} 與該試片相對之靜態拉伸強度 f_0 的比值，定義為疲勞負載的應力等級(stress level, SL)；殘餘強度實驗則依據 ASTM D3039 規範，以 2mm/min 之位移控制方式進行。實驗進行中，為監測疲勞模量(fatigue modulus, $F(N)$)及正割模量(secant modulus, $S(N)$)之衰減情形，於橫跨圓孔二側黏貼挾持器，以固定伸長計[16]。所有疲勞試驗進行至一百萬週次，如仍未發生破壞，則該實驗將予以終止。

含損傷試片之修補程序除壓力從 10 降至 5 kg/cm²，以及使用可限制基材流動的模具外，其餘條件均完全一致。經相關測試[17]已證實該重新固化程序及模具可修復纖維斷裂以外的基材損傷，且試片尺寸不會發生明顯變化；另經熱差分析測試證實熱性質未受影響，如直接重新固化不含任何損傷之試片，其強度亦不會發生改變。

3. 結果與討論

3.1 疲勞特性

疲勞壽命實驗在 65 ~ 90%，間隔 5% 之應力等級作用下進行，當實驗進行至一百萬週次仍未發生斷裂時，實驗將被終止，並以同樣之實驗條件測試另外 3 片試片，以確定該應力等級下之疲勞壽命確實超過一百萬週次；對於那些發生破壞的試片，在同一個應力等級下，均測試 10 片試片。圖 1 為不含及含圓孔積層板之 S-N 曲線，含圓孔積層板即使在 90% 應力等級下，疲勞壽命仍超過一百萬週次，但不含圓孔則在 85% SL 下之疲勞壽命僅約 5,000 週次，SL 降至 70% 壽命始超過一百萬週次。

為觀察含圓孔試片的內部損傷隨疲勞週次的發展情形，每一個應力等級均至少取出一片試片進行超音波掃描，其中即使在最低的 65% 應力等級，約 500 週次時，即可以肉眼明顯地觀察到 4 條相切於圓孔的劈裂線(splitting line)，這種典型的損傷模式在前 100,000 週次發展極為快速，俟後便趨於緩慢，超過 500,000

週次後，則少有成長，典型的掃描結果如圖 2(a)所示，在相同的疲勞週次下，劈裂線的長度及寬度則隨應力等級之增加而增加。

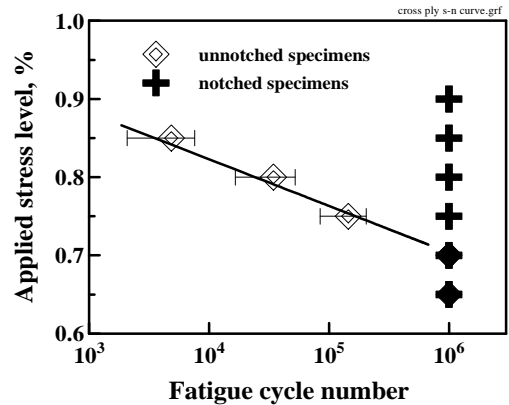


圖 1: 不含圓孔與含圓孔試片之 S-N 曲線。

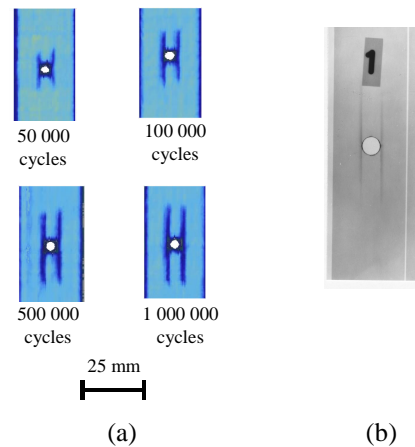


圖 2: 典型的損傷觀察結果：(a)超音波掃描；(b)X-ray。

圖 2(b)為 X-ray 照相結果，其中深色的線條代表基材裂紋，顏色較深的區域則為脫層損傷，某些與受力方向呈 90°的短深色線條應為 0°纖維斷裂，比較超音波與 X-ray 的損傷區域發現二者極為接近，故本研究後續將以超音波掃描影像作為損傷區域判斷的依據。

3.2 疲勞加載後之殘餘機械性質

取出 27 片試片，將其分為三組分別施加 65、75 及 85% 等三種不同應力等級的疲勞負載至 100,000、500,000 及一百萬週次後，進行殘餘機械性質，包括殘餘強度、疲勞模量、內部損傷及應變分布量測等。為去除不同試片的初始機械性質差異，所有實驗結果均與其未受損傷時相對應的初始性質作正規化處理。

3.2.1 殘餘強度

圖 3 為經過疲勞負載後的殘餘拉伸強度，其中每一個數據點均為三個實驗數據之平均值，很明顯的，經

過疲勞加載後，無論加載之應力等級及疲勞週次的高低，殘餘強度均高於其初始強度，且其增加之趨勢隨應力等級及(或)疲勞週次之增加而愈趨顯著。

3.2.2 疲勞模量觀察

有文獻指出疲勞模量可用於監測不含缺口積層板的內部損傷[18]，對於含缺口積層板，亦有文獻指出它可用於監測 AS4/PEEK [-45/0/45/90]_s、[0/45/90/-45]_{4s} [4,7]及 Kevlar/epoxy [90/0]_s 與[0/90]_{2s} [19]的內部損傷，但是亦有文獻指出它無法適用於 AS4/PEEK [45/90/-45/0]_s 積層板；本章的研究結果則指出，疲勞模量可用於監測 AS4/PEEK [0/90]_{4s} 積層板內部損傷。

圖 4 為正規化疲勞模量($F(N)/F_0$)與疲勞週次之關係，其中每個實驗條件均包含 6 個實驗數據，3 個來自於疲勞加載後的實驗結果，另外 3 個則為重新固化前所測得的結果。從圖中可發現，疲勞模量衰減曲線於前 100,000 週次前快速衰減，之後逐漸趨於平緩，500,000 週次後則更為緩慢的衰減。疲勞模量在本質上是直接與試片內部的損傷，如基材裂紋、脫層及纖維斷裂等有關，其中又以主要承受拉伸應力的 0°纖維的影響為最大，這些因外加負載所造成的損傷，將直接造成材料的機械性質衰減，亦即耗損效應；實驗初期引發疲勞模量的快速衰減，意謂著缺口周圍發生大量的 0°纖維斷裂，這些大量且集中的耗損效應，將造成材料強度的快速衰減，導致最終破壞提早來臨，然而從疲勞壽命的結果卻反映出相反的結果，此意謂著在承受疲勞負載的過程中，存在另外一個機制與耗損機制相抗衡，由於這個機制所造成的效應與耗損效應相反，因此稱為耗增效應，假設這個機制足以有效地抑制耗損機制的發展，則會得到衰減程度較為平緩之疲勞模量曲線，以及較長的疲勞壽命，如圖 2 及 6 所示。後續本論文將藉由重新固化方法，移除疲勞負載所造成之耗增效應，以探討耗損與耗增效應對殘餘機械性質的影響。

3.3 重新固化後之殘餘機械性質

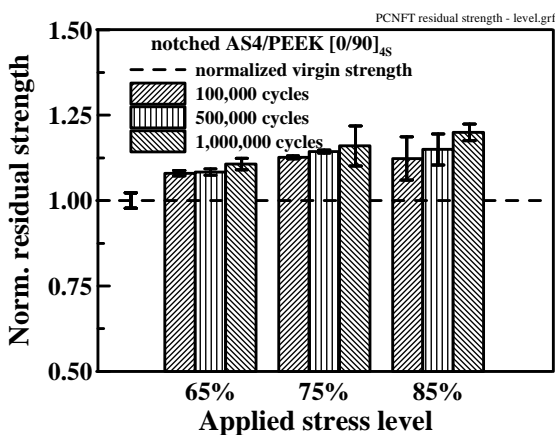


圖 3：經歷疲勞負載後之殘餘強度。

3.3.1 殘餘強度

圖 4 為經過重新固化後的殘餘拉伸強度，其中每一個數據點均為三個實驗數據之平均值，很明顯的，重新固化後的殘餘強度均較其相對應未重新固化的殘餘強度為低。仔細觀察強度的變化可發現，65%應力等級者，其殘餘強度隨先前經歷的疲勞週次之增加而愈趨減少，75%應力等級者，其殘餘強度反而隨先前經歷的疲勞週次之增加而逐漸增加，但 85%應力等級者，其殘餘強度先是隨先前經歷的疲勞週次之增加而逐漸增加(100,000 及 500,000 週次者)，但隨後又下降(一百萬週次者)。

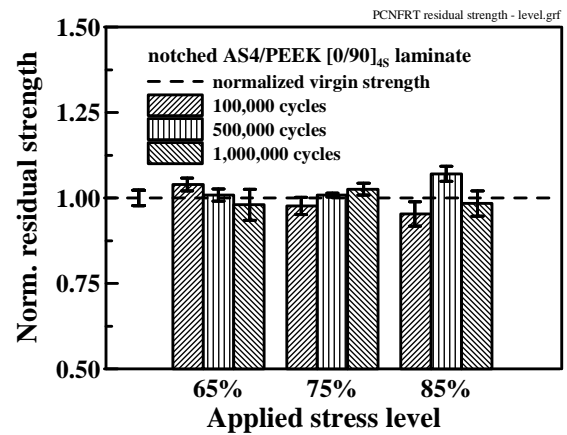


圖 4：重新固化後之殘餘強度測試結果。

3.3.2 應變分布量測

取未受損傷試片、經歷應力等級為 65 及 85%達一百萬週次之試片及同前述疲勞負載且經重新固化之試片各一，於淨截面上黏貼一長度為 1 mm 之內含 5 個應變規之模組，並依序命名為 I 至 V，以及遠離缺口處黏貼另一個應變規，從零加載至 90% 的初始強度，即 $0.9 f_0$ ，並間隔 10% 初始強度紀錄一次應變分布。

圖 5 為 65 及 85%應力等級疲勞負載達一百萬週次之應變分布關係，其中所有受測試片的應變分布與外力的關係，從開始加載至 $0.9 f_0$ 止，均保持線性關係。

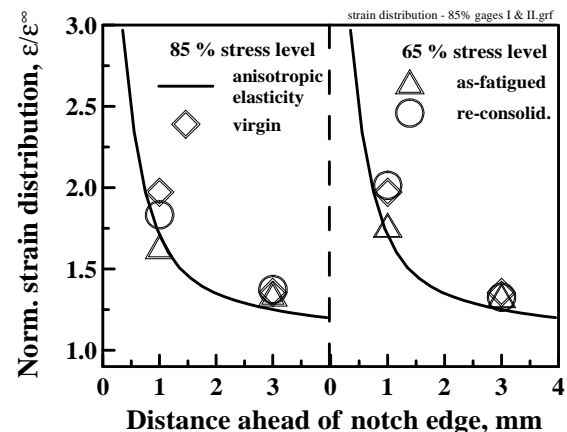


圖 5：應變分布量測結果。

係；未含損傷試片的應變分布與非等向彈性力學[20]的解頗為接近；對於 65% 含損傷試片，當外力達 $0.9 f_0$ 時，應變規 I 的應變值較不含損傷試片降低了 $820 \sim \nu$ ，不過應變規 II 至 V 的應變值則均略為增加，依據超音波掃描結果顯示，損傷區域不會超出應變規 I 及 II 的區域，應變規 I 的應變值降低表示這個區域的應力值降低，也就是缺口所造成的應力集中效應將因損傷的形成而降低，而位於缺口前緣的高應力區亦將轉移至應變規 II 至 V 的位置上，因而其應變值升高。這種應力的均勻化將會導致需要更高的外力才會使材料發生最終破壞，此與經歷疲勞負載後的殘餘強度的測試結果完全吻合，由於積層板 C 在橫向方向的損傷極為有限，亦即耗損效應總是無法與耗增效應相抗衡，故殘餘強度總是高於初始強度。相同且更為明顯的結果在應力等級為 85% 中亦可發現，當外力達 $0.9 f_0$ 時，應變規 I 及 II 的應變值分別較不含損傷試片降低了 820 及 $50 \sim \nu$ ，應變規 III 至 V 應變值的增加則更為明顯，這個結果除表示在這個疲勞負載條件下，應力重分布將更為顯著外，亦同時說明為何殘餘強度在更高的應力等級作用下，提高的效果更為明顯

65% 應力等級試片在重新固化並再加載至 $0.9 f_0$ 後，應變規 I 及 II 的應變值分別較疲勞後的應變值增加 1,805 及 $179 \sim \nu$ ，其餘應變規的應變值相較於疲勞後則均略為減少，此意謂著重新固化移除了大部分的耗增效應，相同的結果在 85% 應力等級者亦可發現。綜上結果亦可預期重新固化後的殘餘強度會低於疲勞後的殘餘強度，而這又與重新固化後的殘餘強度測試結果完全吻合。另外比較二者的應變規 I 之應變值變化可發現，65% 應力等級者，其應變值均增加至未受損傷時的應變值，但 85% 應力等級者的應變值則仍低於未受損傷時的應變值，此意謂著應力集中被降低的效應，亦即耗增效應仍存在於 85% 應力等級者，不過二者的重新固化後的殘餘強度卻幾乎相等，此應肇因於 85% 應力等級試片內的耗損效應高於 65% 應力等級者，抵銷了耗增效應所致。

3.3.3 重新固化試片之損傷觀察

為觀察重新固化後之試片，再承受拉伸負載時內部的損傷發展行為，分別自每一個實驗條件取出一片試片，取樣前，先予加載至 $0.9 f_0$ ，使其內部發生損傷。

觀察重新固化再加載的試片，僅在 85% 應力等級，經歷 500,000 及一百萬週次的試片中發現新的損傷，如基材裂紋、纖維與基材脫鍵及脫層等，其餘二個應力等級則未發現明顯的損傷。這可能是先前疲勞負載所殘留之斷裂纖維甚為有限，導致新的損傷較不易起始成長或不易被發現，也因為這些殘留損傷有限，導致重新固化後的強度大多能維持在初始強度的水準。

從前述應變分布及損傷觀察，可歸納出下列結論：

1. 當作用的應力等級較低時，纖維斷裂損傷相對較為分散且不嚴重，因此應力的重分布或應力集中的降低情形亦較不顯著，當重新固化將纖維斷裂以外的損傷移除，而新的損傷亦無法引發足夠的耗增效應之下，殘餘強度便由先前所累積之損傷所主導，亦即隨先前的疲勞週次之增加而降低，如 65% 應力等級即為明顯的例子。
2. 當應力等級提高至 75%，纖維斷裂損傷相對增加，雖然重新固化移除大部分的損傷，但是殘餘的氣孔、樹脂聚集及纖維斷裂等缺陷，仍足以導致應力重分布，且其程度隨先前疲勞週次的增加而增加，因此，可能導致殘餘強度改由先前的累積損傷所引發之耗增效應所主導，而致殘餘強度隨先前的疲勞週次之增加而增加；這個推論可在 75% 應力等級作用下，經歷一百萬週次後再重新固化的殘餘強度，明顯略高於初始強度而得到驗證。此外，新的損傷在接近最終破壞前會起始成長並快速發展，如同疲勞損傷所帶來的效應，這些新的損傷亦會同時引發耗損與耗增效應，雖然本研究中尚無法量化這二個效應的競爭結果，不過從 OM 的觀察顯示新的損傷都發生在接近破壞前，因此，即使這些新的損傷會影響殘餘強度，其影響亦將是微小的。
3. 當應力等級再提高至 85% 時，上述的強化現象將更為明顯，例如在 85% 應力等級作用下，經歷的疲勞週次從 100,000 增加至 500,000 時，其殘餘強度不僅明顯高於 75% 應力等級者，亦明顯高於初始強度，殘餘強度如此明顯升高的原因，除前述的殘餘缺陷外，新的損傷所引發的應力重分布亦應為原因之一；不過，當疲勞週次再增加至一百萬週次時，將會有更多且更嚴重的新損傷發生，故又如第 1 項結論一樣，耗增效應將無法與先前累積之耗損效應相抗衡，因此強度將會明顯降低。

4. 結論

1. 疲勞模量衰減曲線，可描述 AS4/PEEK [0/90]_{4S} 積層板內部的損傷程度。
2. 積層板因缺口切線方向快速地發展出 0° 纖維劈裂，以及其伴隨發生的 90° 層纖維剪斷，故可有效地降低應力集中效應，進而阻擋損傷在橫向方向的進一步擴展，因此，其殘餘強度亦明顯高於其初始強度，其疲勞壽命仍可超過一百萬週次。
3. 疲勞損傷會直接對材料造成局部性的機械性質衰減，不過它亦會衍生應力集中效應的衰減，而積層板的殘餘機械性質取決於這二個機制相互競爭後

的結果；試片經重新固化後，因大部分的耗增效應被移除，其殘餘強度將低於未重新固化前之強度，不過其強度的變化仍受耗損與耗增二個效應的競爭結果所影響。

5. 參考文獻

1. Norman JJ, Timothy WT, Paul MH.. In: Carlsson LA, editor. Thermoplastic Composite Materials. Amsterdam: Elsevier, 1991. p.27-71.
2. Friedrich K, Carlsson LA, Gillespie JW, Karger-Kocsis J. In: Carlsson LA, editor. Thermoplastic Composite Materials. Amsterdam: Elsevier, 1991. p.233-294.
3. Schinner G, Brandt J, Richter H. J Thermo Comp Mat. 1996; 9:239-245.
4. Simonds RA, Bakis CE, Stinchcomb WW. In: Lagace PA, editor. Composite Materials: Fatigue and Fracture, 2nd, ASTM STP 1012, 1989. p.5-18.
5. Bakis CE, Simonds RA, Vick LW, Stinchcomb WW. In: Garbo SP, editor. Composite Materials: Testing and Design, 9th, ASTM STP 1059, 1990. p.349-370.
6. Simonds RA, Stinchcomb WW. In: Newaz GM, ed. Advances in Thermoplastic Matrix Composite Materials, ASTM STP 1044, 1989. p.133-145.
7. Bakis CE, Yih HR, Stinchcomb WW, Reifsnider KL. In: Lagace PA, editor. Composite Materials: Fatigue and Fracture, ASTM STP 1012,1989. p.66-83.
8. Billaut F, McGarry FJ., J Thermo Comp Mat. 1994; 7:230-242.
9. Wolterman RL, Kennedy JM, Farley GL., In: Stinchcomb WW, Ashbaugh NE, editor. Composite Materials: Fatigue and Fracture, ASTM STP 1156,1993. p.474-490.
10. Swain RE, Bakis CE, Reifsnider KL., In: Stinchcomb WW, Ashbaugh NE, editor. Composite Materials: Fatigue and Fracture, ASTM STP 1156,1993. p.552-574.
11. Stinchcomb WW, Bakis CE. In: Reifsnider KL, editor. Fatigue of Composite Materials, Ch.4, 1990.
12. Wilkins DJ. J SAMPE. 1991;27(1):7.
13. Ong CL, Sheu MF, Liou YY. International SAMPE Symposium. 1989;34:458.
14. Cantwell WJ, Davies P, Kausch HH. J SAMPE. 1991;27(6):30-35.
15. Persson E, Eriksson I, Zackrisson L. Comp Part A. 1997;28A:141-151.
16. Hwang W, Han KS. In: Lagace PA, editor. Composite Materials: Fatigue and Fracture, 2nd, ASTM STP 1012, 1989. p.87-102.
17. Kuo CC. An investigation on the hot pressure repair method for notched AS4/PEEK laminates after fatigue loading. Master Thesis. Depart Mech Eng. National Taiwan University, Taipei, Taiwan, 2000.
18. Vure NRS, Kriz RD., J Comp Tech & Res. 1996;18(2):127-134.
19. Beaumont PWR. Damage accumulation. In: Talreja R, editor. Damage Mechanics of Composite Materials, Ch.5, 1994.
20. Lekhnitskii SG. Anisotropic Plates. Translated from the 2nd Russian edition by Tsai SW and Cheron T, Gordon and Breach Science Publishers, 1968.