

行政院國家科學委員會 八十七年度研究計畫成果報告

含缺陷 Gr/PEEK 複材修補後之機械性質探討

計畫編號：NSC 88-2212-E-002-041

執行時間：87 年 8 月 1 日至 88 年 7 月 31 日

主持人：單秋成

國立台灣大學機械研究所

一、摘要

本計劃主要是研究 $[0/-45/90/-45]_{2s}$ 碳纖維強化聚二醚酮(Gr/PEEK)熱塑性複合材料積層平板之疲勞損傷，對材料機械性質之影響。並使用超音波掃描儀(C-Scan)檢測損傷區域，和利用光學顯微鏡(O.M.)與掃描式電子顯微鏡(SEM)觀察破壞表面與脫層現象，以瞭解材料的損傷機制與損傷的擴展情況。另一方面針對已發生疲勞損傷的材料，將其進行再熱壓修補，並測試熱壓後材料的機械性質，以瞭解再熱壓修補是否能改善材料之機械性質。

關鍵字：碳纖維強化聚二醚酮、疲勞損傷、超音波掃描儀、掃描式電子顯微鏡

二、緣由與目的

近數十年來由於複合材料被廣泛的運用在各種工業構件上，而構件在製造加工、冷熱處理過程或載荷、溫度、環境等的作用時，無可避免一定會造成損傷，當損傷發生時如何評估損傷的程度，以作為判定構件是否需要修補或更換的依據是非常重要的。

分佈在材料與結構內的微觀缺陷，不僅會導致巨觀裂紋的起始和發展，以及最終的破壞，尚會同時在受力過程中，引起漸序的材料劣化(material deterioration)，但是材料內部的損傷很難直接觀察得到，必須依賴間接的定義來評估材料內部受到損傷的程度，結構的強度(strength)、勁度(stiffness)、韌性(toughness)、穩定性

(stability)以及殘存壽命(residual life)等之遞減情形可用來做損傷程度的評估[1]。但是評估的依據需依賴經由實驗所獲得的經驗準則。

另一方面，當構件發生損傷時，經過評估發現構件已損壞不堪繼續使用時，若有方法可加以修補，則會節省很多的成本而有可觀的經濟效應。這在實際的應用上顯然是非常有用的，所以研究修補的方法與評估修補的效果，對實務應用是必須的。

三、疲勞損傷模式

由於疲勞會使材料內部發生損壞，而導致其強度(strength)、勁度(stiffness)以及其他機械性質的改變。藉由殘餘強度(residual strength)或殘餘勁度(residual stiffness)的減少可估計疲勞損傷程度[2]。

由於殘留強度的量測會破壞試片，故以殘留強度來建構的疲勞損傷模型，可能較不適合用作預測或估計複材內部受到疲勞損傷的情形，所以使用殘餘勁度遞減模式可能比較符合實際需求。根據文獻[3]，我們可知複材積層板之殘餘勁度有三種常用的定義，分別為疲勞模量 $F(n)$ (fatigue modulus)、正割模量 $S(n)$ (secant modulus) 與初始勁度 $E(n)$ (initial stiffness)，如圖 1 所示。在模數遞減的模型中，最終破壞的發生通常是假設當模數掉到某一個極限值時。此一模數極限值的定義有許多種，Hahn 和 Kim[4]及 Reifsnider 和 O'Brien[5]都認為當疲勞正割模數降至靜態正割模數的極限值時，破壞會

發生。Hwang 和 Han[6]則提議複合材料結構的破壞會發生在試片總應變達到靜態拉伸破壞的最大應變時。

四、結果與討論

(1) 彎曲強度試驗

彎曲強度試驗依 ASTM D790 規範採四點彎曲型式，其平均彎曲強度為 939 MPa，平均彎曲勁度為 57.2 GPa。

無疲勞損傷試片經熱壓修補後，其平均彎曲強度為 924.6 MPa，平均彎曲勁度為 64.6 GPa。與未熱壓修補試片之平均彎曲強度和勁度比較發現，兩種試片平均彎曲強度差異很小(平均彎曲強度減少 1.5%)，由此推知無疲勞損傷試片經熱壓修補處理，纖維的排列大致應無改變。

(2) 彎曲疲勞實驗

圖 2 為疲勞模量(fatigue modulus)衰減比與疲勞壽命的關係，當疲勞模量衰減比 $F(n)/F(0)$ 約達 0.9 時，疲勞模量急遽衰減，顯示此時試片的損傷急遽的增加，當模量比衰減 0.55 左右，試片即發生斷裂。

(3) 殘留彎曲強度試驗

本實驗的目的是想瞭解在不同等級的疲勞模量衰減比下，材料的強度與勁度變化的情形，以瞭解在不同等級的疲勞模量衰減比下，試片損傷的擴展與損傷的機制。

將試片以靜態彎曲強度的 0.8 倍之循環應力做彎曲疲勞，當疲勞模量衰減比降至 0.95 時，平均彎曲殘餘強度與殘餘勁度分別為 965.1 MPa 及 65.7 GPa，殘餘強度比未受疲勞損傷的試片增加 2.8%，殘餘勁度增加 13%，由此推測此時試片的損傷主要應是基材開裂造成的微裂縫，纖維幾乎未發生斷裂，也無脫層現象產生。

當模量比衰減為 0.8 時，強度與勁度分別降為 879.2 MPa 及 56.1 GPa，與未受損傷試片相比，強度減少 6.4%，勁度減少 1.9%。推測可能已有少量纖維斷裂及脫層發生。

當模量比衰減至 0.7 時，殘餘強度與殘餘勁度分別為 848.4 MPa 與 49.8 GPa，比未受

損傷試片強度減少 9.7%，勁度減少 13%，此時纖維的斷裂與脫層的情況已加劇。

當模量比衰減至 0.6 時，殘餘彎曲強度與殘餘勁度分別為 762.1 MPa 及 40.4 GPa，比未受損傷試片，強度與勁度分別減少 18.8% 及 29.3%，顯示破壞已非常嚴重，瀕臨斷裂。

(4) 熱壓修補後殘餘彎曲強度試驗

表 1 為上述試片在疲勞模量比衰減至 0.95、0.8、0.7 與 0.6 時，經再熱壓修補與未經熱壓修補的試片，其平均彎曲殘餘勁度與強度之比較值。當模量比衰減至 0.8，熱壓修補有恢復試片的彎曲強度與勁度的效果，而當模量比小於 0.8 時，熱壓修補無法使試片的彎曲強度與勁度恢復至未疲勞損傷前的水準。大抵再熱壓，僅能使基材融合，使基材裂縫與脫層消除，並使得發生脫膠現象的纖維與基材重新的黏合，但並不能將斷裂的纖維修補好，故不能有效的提升試片的彎曲強度。

(5) 熱壓修補後殘餘彎曲疲勞壽命試驗

由於 Gr/PEEK 疲勞壽命的離散度很大，所以在評估熱壓修補對試片疲勞壽命的影響時，僅能以疲勞壽命分佈的趨勢來進行。

將試片以 $0.8S_{max}$ 作用應力做彎曲疲勞，當疲勞模量比衰減至 0.95、0.8、0.7 與 0.6 倍時做熱壓修補，其平均彎曲殘餘之疲勞壽命分別為 36556、26596、7513 與 4199 週次)。與未經熱壓修補後，疲勞壽命並無增加的趨勢，推測纖維斷裂的多寡，是影響試片彎曲疲勞壽命的主要因素，而對試片熱壓修補無法將斷裂的纖維修補好，所以無法有效的增加試片的疲勞壽命。

(6) 含圓洞試片拉伸強度試驗

不含圓洞試片試片之平均拉伸強度為 746.2MPa，平均彎曲勁度為 55.4 GPa。

含圓洞試片(圓洞直徑為 5mm)，的平均拉伸強度為 383.2MPa，平均拉伸勁度為 48.6GPa，若以試片中含圓洞部分最小截面的截面積算拉伸強度，則求得平均拉伸強度為 511.6MPa，其比不含圓洞試片的平均拉伸強度降低約 31%，由此可知若試片中有一個圓

洞，當施加負載時，在圓洞處會產生應力集中現象，造成強度的降低。

(7) 拉伸疲勞試驗

由含圓洞試片的拉伸疲勞實驗結果顯示，當施加的最大應力為 300.8MPa 時，其平均拉伸疲勞壽命為 24772 週次，但當施加的最大應力為 287.4MPa 時，則超過一百萬週次還未斷裂，發生這種現象是因為施加的最大應力為 287.4MPa 時，在圓洞前沿損傷區的應力未達到臨界值，以致破壞無法擴展。但若施加的最大作用應力為 300.8MPa 時，在圓洞前沿損傷區的應力超過臨界值，所以造成破壞的擴展，因而降低了疲勞壽命。

將疲勞模量衰減的比值與疲勞壽命的關係畫成曲線圖，如圖 3 所示，由此曲線圖可知，當疲勞模量衰減比 $F(n)/F(0)$ 約為 0.92 時，疲勞模量急遽衰減，當疲勞模量衰減到初始疲勞模量的 0.82 倍左右時試片即發生斷裂。

(8) 殘留拉伸強度試驗

含圓洞試片以 $0.785 S_{max}$ 作用應力做拉伸疲勞，當疲勞模量 $F(n)$ 衰減至初始疲勞模量 $F(0)$ 的 95% 時之平均拉伸殘餘強度與勁度值，分別為 366MPa 與 51.7GPa，平均殘餘強度比未受疲勞損傷試片的平均殘餘強度減少約 4%，平均殘餘勁度比未受疲勞損傷試片的平均殘餘勁度增加 6%。此時圓洞左右兩端已有損傷出現，但損傷情況並不嚴重。

當疲勞模量 $F(n)$ 衰減至初始疲勞模量 $F(0)$ 的 85% 時之平均拉伸殘餘強度與勁度值，分別為 347.4MPa 與 48.9GPa，平均殘餘強度比未受疲勞損傷試片的平均殘餘強度減少 9%，平均殘餘勁度比未受疲勞損傷試片的平均殘餘勁度增加 0.6%，此時觀察圓洞處，已可發現明顯的脫層現象，圓洞左右兩端損傷區的裂縫也逐漸的往兩端擴展，使得試片的拉伸強度降低。

五結論

(1). 無損傷試片經再熱壓修補後，與未熱壓修補之試片比較發現，其機械性質並無多大

改變。

- (2). 試片的彎曲疲勞實驗結果顯示，最大作用應力與破壞週次在半對數圖上呈現性關係，經由最小平方法求得之直線方程式為 $s_{max}=1072.92-30.68941\log(n_f)$ 。當疲勞模量 $F(n)$ 衰減到初始疲勞模量 $F(0)$ 的 90% 左右時，試片的損傷急速增加。而疲勞模量持續的衰減至初始疲勞模量的 55% 左右時，試片即發生斷裂。
- (3). 試片做彎曲疲勞時，最初裂縫是從偏軸層內的缺陷處沿著纖維排列方向生長，當裂縫生長到兩層間的界面層時，裂縫會沿著界面層擴展，導致並加速脫層的發生，而脫層現象會使試片的強度與勁度變差。脫層現象的發生，雖會導致強度的降低，但使試片彎曲強度急遽降低的主要原因，是 0° 層纖維大量斷裂造成的。
- (4). 當試片發生疲勞損傷時，對試片做熱壓修補僅能將基材的裂縫與脫層現象消除，並將發生脫膠現象的纖維與基材重新的黏合，但不能將斷裂的纖維修補好，因此無法有效的提升試片的彎曲強度與疲勞壽命。
- (5). 含圓洞試片由於在圓洞處有應力集中現象，所以會降低試片的拉伸強度，若試片含有一直徑為 5mm 的圓洞，則其拉伸強度比不含圓洞試片的拉伸強度降低約 30%。
- (6). 含圓洞試片的拉伸疲勞實驗結果顯示，若施加的最大作用應力使圓洞兩端損傷區的應力超過臨界值時，會使裂縫擴展，急速降低疲勞壽命。當所含圓洞直徑為 5mm 時，其疲勞模量 $F(n)$ 衰減到初始疲勞模量 $F(0)$ 的 92% 左右時，試片的損傷急速增加。而疲勞模量持續的衰減至初始疲勞模量的 82% 左右時，試片即發生斷裂。
- (7). 含圓洞試片做拉伸疲勞實驗，裂縫由圓洞兩端的損傷區開始擴展。裂紋的擴展造成試片淨截面的減少，導致試片殘留強度與勁度的降低。

六參考文獻

1. J.L. chaboche, "Continuum Damage Mechanics: Part I -General Concepts", ASME Journal of Applied Mechanics,

- Vol.55, No.1, pp.59-64 (1988).
- R.Y.Kim & W.J. Park, J. of Composite Materials, Vol. 14, pp.69-79, 1980.
 - 李立人、楊振南和許棟儀, “複合材料疲勞損傷之預測與追蹤”, 成功大學航空太空研究所研究報告, 1990.
 - H.T.Hahn & R.Y.Kim, J. Comp.Mater., Vol.10, pp.150-180, 1976.
 - T.K. O'Brien and K.L. Reifsnider, J. Comp. Mater., Vol.15, pp.55-70, 1981.
 - W. Hwang and K.S. Han, Composite Material: Fatigue and fracture, ASTM STP 1012, Philadelphia, PA, pp.87-102, 1989.

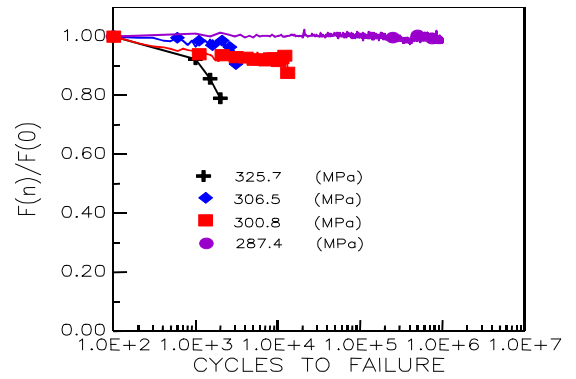


圖 3：拉伸疲勞模量衰減比與循環週次之關係圖

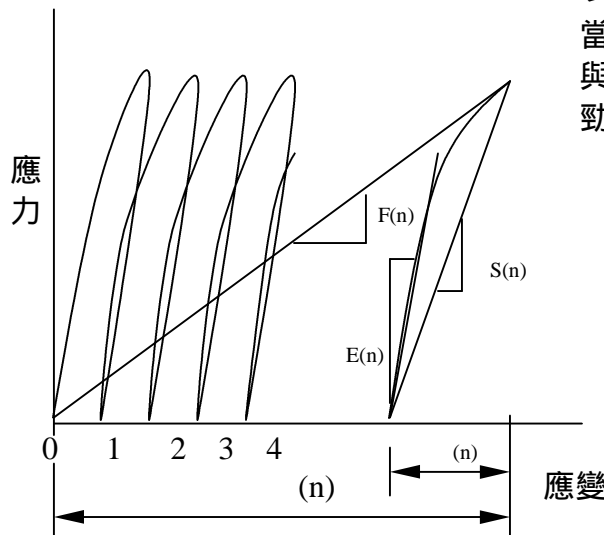


圖 1：疲勞模量、正割模量與殘餘勁度之比較

表 1: 試片以 $0.8 S_{max}$ 作用應力做彎曲疲勞，當疲勞模量衰減至不同等級時，經熱壓修補與未經熱壓修補的試片，其彎曲殘餘強度與勁度平均值之比較表。

疲勞模量衰減比 $F(n)/F(0)$	是否有熱壓修補	殘餘勁度 (GPa)	殘餘強度 (MPa)
1	否	57.2 ± 1.8	939.0 ± 46.5
	是	64.6 ± 2.5	924.6 ± 61.6
0.95	否	65.7 ± 3.7	965.1 ± 100.9
	是	63.8 ± 2	910.5 ± 36.8
0.8	否	56.1 ± 1.8	879.2 ± 45.9
	是	60.6 ± 3	934.9 ± 18.6
0.7	否	49.8 ± 2.9	848.4 ± 28
	是	54.3 ± 1.8	875.0 ± 35.9
0.6	否	40.4 ± 5.3	762.1 ± 67.5
	是	54.5 ± 3.8	792.5 ± 106.4

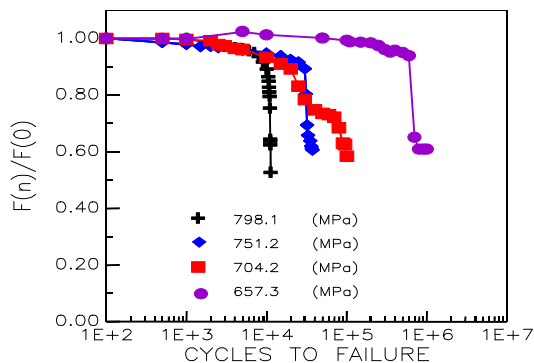


圖 2：彎曲疲勞模量衰減比與循環次數關係圖