

一、前言

材料的疲勞特性在機械設計與應用上是需仔細考慮的一個很重要因素。因為材料本身一定會有無可避免的缺陷，而且大部分的機械元件在運作時均承受往復性持續的動態負荷(dynamic load)，即疲勞負荷(fatigue load)，負荷雖未超過材料極限強度(ultimate strength)，但隨著負荷週次的增加，將在材料缺陷處產生微小裂縫並逐漸成長，終至完全損壞，這種破壞過程，稱為疲勞破壞。通常疲勞破壞都會造成材料的突然破壞，而且事前並沒有明顯的徵兆，不能確定何時會產生破壞，所以對一些機械元件而言具有相當高的危險性，故材料疲勞的性質研究極為重要。

隨著科技發展的日新月異，現今對於機械結構的要求講究輕重量、高強度及良好的疲勞損傷容忍限(damage tolerance)。因此無論在航太、汽車工業及民生工業上已廣泛的使用高性能複合材料。

高性能複合材料因為其高比模數、高比強度的特性，自十九世紀被開發出來後已經逐漸取代金屬而大量應用於各種機械結構之中。然而，對於具有一中心圓孔的複合材料積層板，如接點(joint)、螺栓(bolt)或銷孔(pin hole)，也可能是戰鬥機上之彈孔等都需做孔洞的加工，是此結構材料在設計上所必須考慮或可能遭遇的狀況，此等材料在受力時會在圓孔周圍造成局部應力的不連續以及應力集中的現象。但因目前具缺口效應的複合材料其疲勞壽命尚無法以理論分析獲至滿意的結果，故唯由從實驗獲得來加以探討。

本文目的為探討具有中心圓孔的碳纖維強化聚醚醚酮(Graphite/polyetheretherketone, Gr/PEEK)複合材料積層板受濕度影響與預扭(pre-torsion)效應後在修補前後的軸向拉伸疲勞壽命之研

究，即在於模擬具圓孔的熱塑性複合材料受環境變化影響，如飛機接合處在受到濕度影響後所造成的疲勞強度變化，並採熱壓修補的方式來對造成損傷的材料進行修補。期望藉由實驗的所得結果可作為往後工業設計上之參考依據。

二、文 獻 回 顧

2.1 疲勞

“疲勞”(fatigue)可定義為材料受到週期性的應力或應變，導致材料產生漸進式的破壞，而其所受的應力或應變小於極限強度或最大應變。

“疲勞”這個名詞首先在西元 1840 年被提出用來表示循環負載。而在西元 1852-1870 年間，德國工程師 August Wöhler 首次有系統的進行關於金屬車軸的疲勞破壞實驗，提出疲勞特性曲線及疲勞極限(fatigue limit)的論點來描述疲勞的特性，並指出應力範圍(stress-range)是影響疲勞極限的主因[1]。

在西元 1946 年 ASTM E9.1 正式將“疲勞”一詞列入 ASTM 標準，主旨在於對結構體壽命的評估。

2.2 複合材料的疲勞損傷機制

複合材料與金屬材料的疲勞行為最大差異在於金屬疲勞的損壞機構(damage mechanism)為裂縫的形成(initiation)和成長(propagation)後直至斷裂，較為單純。但相較之下，複合材料的損壞機構卻複雜多，包含有基材裂縫(matrix cracking)，剝離(debonding)，滑脫(splitting)，纖維斷裂(fiber breakage)，及脫層(delamination)，纖維微挫曲(fiber microbuckling)等現象，是複合材料主要的疲勞損傷機構[2,3]。

由於複合材料在承受疲勞負載的過程中，與施加負載夾較大角度的層面又纖維密集的区域易發生剝離現象而成為損傷的起始，而後在纖維與基材的界面會有應力與應變集中的情形產生，而致使裂縫形成，而隨著裂縫的傳遞，在層間界面會有較高的層間剪應力，使得層

間界面造成脫層裂縫，且隨著疲勞作用週次的增加將造成脫層裂縫的增加，進而導致嚴重脫層使得應力重新分配，最後導致材料的破壞。

Reifsnider[4]將單軸向的疲勞過程分成五個階段：第一個階段為基材裂縫的形成，第二個階段為裂縫的耦合(coupling)及基材與纖維間的介面剝離，第三個階段為脫層，第四個階段為纖維斷裂，第五個階段為完全破壞(final fracture)；其中，脫層為最顯著也最關鍵，所以許多學者也因此大多針對脫層現象來進行研究。而上述的五個階段又可分為以下兩種階段：

第一個階段：為基材裂縫的形成，此種裂縫並不只一個，而且會隨著週次數的增加，其裂縫密度(crack density)逐漸達到飽和狀態，此狀態稱為特徵損傷狀態(characteristic damage state)，簡稱為“CDS”。Reifsnider 指出在此階段裡，第一個裂縫出現的週次數和施加的應力等級(stress level)有關，但 CDS 是複合材料的特性，僅與複合材料的成份和疊層方式有關，而與施加負載的方式無關。

第二個階段：則由第一個階段中所產生的裂縫(即 primary matrix crack)開始產生次要裂縫(secondary crack)，並伴隨有脫層的產生。而最後的破壞則可能因為各種破壞機構間的相互作用，導致材料喪失其完整性，或是因為纖維斷裂造成材料最後的破壞。而其中脫層對材料機械性質影響最明顯，因此許多學者才會針對脫層的起始及延伸加以研究[5-8]；其中 O'Brien[5]計算其應力的分佈，來解釋脫層發生的位置，並以“應變能釋放率”來預估脫層何時形成。同時並發現脫層的成长率可由勁度的改變來求得。

2.3 複合材料的疲勞性質研究

複合材料在疲勞性質方面的研究始於 70 年代。且在近年來，由

於高性能複合材料的質輕、強韌，而取代金屬廣泛的被應用在汽車和航太等工業上。而現今對複合材料疲勞特性的研究大致可歸類如下：

- 1.疲勞壽命的研究與預測及破壞模式的建立。
- 2.損傷機構的形成與成長的研究。
- 3.殘餘強度(residual strength)、殘餘勁度(residual stiffness)疲勞週次間的關係。

其中包括了基本機械性質和疲勞實驗、力學分析、損害機構和微觀組織的觀測等。而其主要影響因素及相關之研究分別為：

- 1.負載形式的影響：平均應力(mean-stress)，應力比(stress-ratio)及應力範圍(stress-range)、負載順序、負載頻率等影響。
- 2.幾何形狀及尺寸的影響：大部分為平板狀試片，而圓柱及三明治結構非常少，尺寸因素則為試片寬度、厚度、測試長度(gauge-length)和夾持板(tape)等影響。
- 3.缺口效應：缺口形狀包含圓孔型、橢圓型、裂縫型、V型等，而不同幾何形狀及尺寸之缺口(notch)效應均會導致強度和疲勞壽命的下降。
- 4.纖維排列方向及疊層順序的影響：如單向型(unidirectional)、正交型(cross-ply)、角度型(angle-ply)即各種對稱型的角度排列方式等；其力學特性有 anisotropic、orthotropic 和 quasi-isotropic 等。
- 5.環境效應：主要為濕度、溫度及腐蝕等影響。

本文即在探討具有中心圓孔的碳纖維強化聚醚醚酮複合材料積層板受濕度影響與預扭效應後在修補前後的軸向拉伸疲勞壽命研究，屬於環境效應與負載影響的研究。

2.4 應力等級對疲勞性質的影響

在疲勞過程中，施加的疲勞負載與相對應的疲勞壽命為衡量材料抗疲勞性能的主要依據，若為高應力等級，會造成纖維斷裂的劇烈破壞，而在低應力等級下，則為較緩慢的基材裂縫成長破壞，此現象可由 Tai [9]等人的研究結果觀察到 S-N 疲勞曲線中有兩線性區段來解釋。而在 Talreja [10]的著作中提到若材料受到低應變疲勞時，會造成分散基材破壞模式，使得裂縫侷限於基材，隨著循環次數的增加裂縫數目也增加，而在高應變疲勞負載時，會造成局部基材破壞模式，裂縫尖端纖維斷裂，基材裂縫繼續成長；若裂縫尖端之剪切應力足以引起界面破壞，則裂縫轉換至纖維界面。對於高界面剪切強度的複合材料，其裂縫成長被侷限於垂直纖維之單一平面，其破壞表面較平坦。若屬於低剪切強度之複合材料，則呈掃帚式(Broom-like)之破壞表面。

2.4.1 應力(S)與破壞週次(N_f)的關係

一般而言，複合材料的疲勞壽命，是隨著所承受的應力減少而增加。而大多數學者都以建立半經驗的方程式來預估 S-N 曲線。且因為複合材料破壞機構較為複雜，因此 S-N 曲線方程式因各種材料性質及疲勞負荷條件不同而異。在 1986 年 W. Hwang 與 K. S. Han[11]研究玻璃纖維(carbon/epoxy)強化複合材料的疲勞行為時，首先提出疲勞模數(fatigue modulus)的概念，並藉由疲勞模數的衰退率找出疲勞壽命方程式。其最大應力負荷與破壞週次的自然對數大致上成線性關係，如下式表示：

$$S = d + k \log N_f \quad (2-1)$$

S ：最大應力負荷。 d ：常數，為 S-N 曲線之截距。

N_f ：破壞週次數。

k ：常數，為 S-N 曲線之斜率。

2.5 具圓孔之複合材料特性

由於複合材料在做接合時，時常須要做孔洞加工，而圓形孔洞因加工容易且應力集中現象較緩和，所以圓形的孔洞加工是最常使用的方式。

2.5.1 靜態性質

1974 年 Whitney 及 Nuismer[12]就曾對具圓孔之纖維強化複合材料的靜態強度提出預測模型。他們利用平均應力準則(average stress criterion)與點應力準則(point stress criterion)，成功的預測具不同圓孔尺寸複材的靜態強度 1992 年葉及彭[21]擴展 Whitney 及 Nuismer[12]的研究，證實他們的平均應力破壞準則適用於擬均向性的 Carbon/Epoxy 複合材料。1999 年 J. S. Huh 與 W. Hwang[25]則更進一步利用葉及彭[21]的研究來預測具圓孔之纖維強化複合材料的疲勞壽命。

以下概述一些研究者對具中心圓孔複合材料的研究結果：

一、中心圓孔複合材料的靜態拉伸破壞模式：一般均由圓孔周圍起始，文獻[13-17]。

Jen[13]等人發現 $[90/0]_{4S}$ 正交型疊層，其裂縫由圓孔邊緣開始，延 90° 方向延伸；而 $[\pm 45]_{4S}$ 疊層裂縫由剪力造成，延 $\pm 45^\circ$ 方向延伸，顯示裂縫延伸方向與纖維方向、疊序有關。

Cowley 及 Beaumont[14,15,16]則探討具中心圓孔之 CFRP 靜態拉伸性質，發現圓孔周圍 0° 分裂(split)成長有減小圓孔應力集中的影響。Kellas[18]解釋這種刻痕鈍化(notch blunting)效應是受到纖維縱向分裂長度的影響，較長的分裂造成最後的破壞遠離缺口而沿著縱向進

行，使強度增加。

二、中心圓孔複合材料的靜態壓縮破壞模式：主要是由 0° 纖維的微挫曲(microbuckling)所造成，此區域起使於圓孔周圍，隨負載增加而穩定成長延伸，到達臨界長度(critical microbuckling length)後材料崩潰破壞[17]。

葉及吳[19]、Soutis 及 Fleck[20]在探討具圓孔 CFRP 之靜態壓縮破壞機構時，均發現強度隨直徑寬度比(D/W)增加而降低。

2.5.2 疲勞性質

許多研究發現具圓孔之複合材料經疲勞後的破壞，通常由圓孔周圍的脫層開始，且沿負載方向延伸[21,22]。

葉及吳[19]探討不同圓孔尺寸對 graphite/epoxy 的壓縮 - 壓縮疲勞(compression-compression fatigue)性質的影響，發現孔徑越大脫層越快。

葉及彭[21]探討圓孔尺寸對擬均向性 graphite/epoxy 的拉伸 - 拉伸疲勞性質，發現圓孔的影響除了降低靜態強度及疲勞強度之外也使實驗數據的散佈性增加。

2.5.3 殘餘強度

許多文獻均指出對具有缺口的複合材料經疲勞後，其殘餘強度均比原始強度高[15,21,23,24]。Jen[13]等人對具中心圓孔之擬均向性 graphite/epoxy 做疲勞試驗，其殘餘強度呈單調下降，而殘餘強度隨疲勞週次的增加先上升後下降。葉及彭[21]探討圓孔尺寸對擬均向性 graphite/epoxy 的拉伸 - 拉伸疲勞性質，同樣發現經疲勞後殘餘強度均比原始強度高，且殘留強度隨應力等級及週次增加而上升。

1984 年 Bishop 及 Morton[24]做 woven CFRP 的 zero-tension

fatigue 曾對此現象提出說明，當材料承受疲勞時，在裂縫尖端附近產生高度層間剪應力，造成層與層之間的脫層，而此脫層減小了 0° 與 45° 層間的拘束，使材料的殘留強度上升，即材料由缺口敏感 (notch-sensitive) 逐漸轉向缺口不敏感 (notch-insensitive) 的材料特性。

2.6 複合材料受濕度的影響

在有關濕度對複合材料影響方面的研究，大部分學者都是以材料含水汽重量比當作變因；其中在濕度對複合材料機械性質影響方面，則大部分和溫度一起考慮，單存研究濕度影響的較少。

2.6.1 機械性質的影響

大多學者在研究受濕度影響的複合材料時，通常使用 Fick's law[26]濕氣吸收模型，因為此式較為簡單與容易理解。其方程式如下所示：

$$\frac{\partial C}{\partial t} = D \frac{\partial^2 C}{\partial z^2} \quad t > 0, \quad z \in \left(-\frac{L}{2}, \frac{L}{2}\right) \quad (2-2)$$

$$C(z, 0) = C_0 \quad z \in \left(-\frac{L}{2}, \frac{L}{2}\right) \quad (2-3)$$

$$C\left(-\frac{L}{2}, t\right) = C\left(\frac{L}{2}, t\right) = C_\infty \quad t > 0 \quad (2-4)$$

其中 C 是濕氣濃度， L 是平板厚度， C_0, C_∞ 分別是 $t=0, t=\infty$ 時的濕氣濃度。經簡化計算後可得濕氣含量 $M(t)$ ：

$$M(t) = M_\infty - (M_\infty - M_0) \frac{8}{p^2} \exp\left(-\frac{p^2}{L^2} Dt\right) \quad (2-5)$$

其中 $M_0 = LC_0, M_\infty = LC_\infty$ 。

而濕氣對複合材料微觀特性的影響包括：

1. 濕氣含量(環氧樹脂中)增加會導致玻璃轉換溫度 T_g 降低 [27,28] 。
2. 高的濕氣含量會增加基材的塑性化(plasticity)[27,29]。
3. 濕氣導致膨脹而會降低熱殘留應力[30]。
4. 濕氣會減少層間的剪強度[27,31]。

以下為相關的文獻回顧：

1987 年 Morton[32]等人研究環境對具缺口碳纖維複材之疲勞損害的影響，發現濕氣和溫度有等效性，疲勞損害的形狀及範圍會受到濕氣的影響。而在濕氣導致基材軟化後，若無纖維斷裂，則對拉伸殘餘應力有正面的影響。

1990 年 Kellas[18]等人發現無缺口試片的拉伸強度隨試片濕氣含量增加先增加到最大值，而後減少。前半段強度增加的原因可能是因為殘餘應力鬆弛及基材塑性化；後半段強度降低可能是因為過度膨脹造成基材裂縫而導致基材劣化。

1994 年 Dewilde 與 Frolkovic[26]研究濕氣吸收模型，並比較由三種不同邊界條件所建立的 Epoxy 濕氣吸收模型的情形。

1995 年 Karasek[33]等人研究溫度和濕度對 Graphite/Epoxy 衝擊行為的影響，發現在低溫或室溫時，潮濕對損害初始能量、隨後的能量吸收，或損害區域大小只有很小的影響。然而，潮濕導致損害區域中脫層及基材裂縫的減少；在 T_g 以上，潮濕會使 unmodified epoxy 複材衝擊起使能量升高。

2.7 複合材料受扭轉的影響

複合材料積層板由於在搬運或安裝過程中，可能會受到側向扭矩的作用，而使其原本疊層產生損傷；而且結構元件實際上所承受的疲

勞負荷情形亦非只受單純軸向的作用力，因此除了單軸向往復負荷之外，也須進行如扭轉後再進行拉伸疲勞等試驗，以研究扭轉後對材料拉伸疲勞壽命、勁度及破壞外觀的影響。但此相關的文獻較不多見，而大多學者研究承受扭轉負載時，所使用的試片也大多製成圓管狀，對於平板狀試片的研究則較為少見。

2.7.1 損傷機制

當複合材料疊層板受到扭轉疲勞時，在疊層之間的樹脂基材可能損壞，而造成疊層板剝離或脫層破壞。此扭轉疲勞負載的應力分佈及破壞形式，與軸向疲勞負載十分不同。

相關文獻如下：

1994 年葉及李[34]對擬均向性 graphite/epoxy 積層板，在承受預扭後進行靜態和拉伸疲勞實驗，發現開始時脫層都是從試片的兩旁出現，接著向內部發展。在疲勞試驗中，隨著週次數增加和預扭的等級上升，試片脫層也愈為嚴重；且疲勞試驗的脫層情況也比靜態拉伸試驗的脫層情況嚴重。

1995 年 Fujii 等學者[35]在玻離纖維布織的管狀試片承受純扭的疲勞負荷試驗中，發現裂縫方向會垂直主應力方向，而在雙軸向拉伸-扭轉負載下，裂縫方向並未垂直主應力方向，但其間的關係則相當的密切。

1995 年 Yip 及 Chi[36]則對擬均向性 graphite/epoxy 積層疊板進行扭轉疲勞實驗，也發現脫層起始於試片的兩旁，且脫層情況隨扭轉週次數及扭轉角度的增加而更加嚴重，層板間的分離則多產生在 90° 層的介面。

2.7.2 靜態性質

1991 年 Amijima 等學者[37]則利用 Tsai-Wu 和 Tsai-Hill 的破壞準則來預估 GFRP 管狀試件的雙軸向靜態強度。

1994 年葉及李[34]對擬均向性 CFRP 積層疊板，受到預扭後的靜態拉伸強度會隨著預扭值的增加而上升而後再下降。

2.7.3 疲勞性質

Yip 及 Lee[38]研究預扭對於材料疲勞性質的影響，預扭能加速材料損傷的成長，而使材料疲勞壽命降低。承受預扭後的 CFRP 積層板[34,38]其最大作用應力和破壞週次的半對數圖是呈線性關係的；而在 CFRP 積層疊板的扭轉疲勞和承受扭轉疲勞後再拉伸疲勞的試驗中，其疲勞特性曲線也大至呈線性關係[35]。在相同的疲勞週次下，無預扭試片的疲勞強度較有預扭試片的疲勞強度大；且預扭試片如果在低週次疲勞下，試片的疲勞強度會受預扭試片的影響較為顯著；隨著預扭值的增加，其疲勞壽命則會有下降的趨勢[34,38]。另 Yip 及 Lai[39]在 graphite/epoxy 的扭轉疲勞試驗中發現扭轉疲勞之最大扭轉角愈大或扭轉疲勞週次數愈多，均會導致試片之拉伸疲勞壽命下降愈大，亦會使試片在低應力等級(高週次)拉伸疲勞的過程中，試片內脫層面積較大且延伸較快，同時勁度的衰減量亦較大。但在高應力等級(低週次)拉伸疲勞時，扭轉疲勞之最大扭轉角或扭轉疲勞週次數的多寡，對高應力等級(低週次)拉伸疲勞過程中勁度衰減量的影響較不明顯。

Fujczak[40]則在 CFRP 薄管試件承受扭轉疲勞中發現，在相同疲勞週次下， 45° 的試片的扭轉疲勞強度較 0° 試片的扭轉疲勞強度高了約 3.7 至 3.8 倍。 0° 試片因為平行纖維的縱向裂縫而產生破壞，而 45° 試片則多為沿 45° 的裂縫和脫層的延伸而造成破壞，但其承受疲勞負載後殘餘靜態扭轉強度卻較高。

Fujii 等人[36]由玻璃纖維布織的複合材料圓管之正規化 S-N 圖中發現，任何雙軸向應力比(張應力/剪應力)，其疲勞壽命的分佈均在一帶狀區之內，在由觀察得 S-N 曲線的斜率會受到雙軸向應力比的影響，且 S-N 曲線的斜率會隨著雙軸向應力比變小(剪應力成份)增加而逐漸減小。

Fujii 等人[41]又對具圓孔的玻璃纖維布織的複合材料圓管，其承受張力和扭矩之雙軸向負載下的疲勞缺口敏感度。發現當張應力分量較大時，則疲勞缺口效應會隨週次的增加而下降；但當剪應力分量較大時，則會隨壽命的增加而上升。

2.7.4 殘餘強度和模數衰減

參考文獻[34]中發現，適當的預扭可使材料的殘餘強度上升，但如果預扭過大則會造成材料內部破壞，而使得殘餘強度反而下降；但若再經過適當疲勞週次後，則會使試片內部應力會重新分佈得較為均勻，因而其強度會再度上升；最後，材料內部脫層會隨著疲勞週次數增加而增加，而使得殘餘強度也跟著下降。而由參考文獻[38]得知在預扭後釋放預扭的情況下，對靜態殘餘強度的影響不大；但在預扭後不釋放扭矩的情況下，在較大預扭時，其強度則會明顯地下降。

在模數衰減方面，文獻[36]中發現玻璃纖維布織的複合材料圓管隨負載的增加，純扭下的剪模數衰減比單拉下的楊氏模數衰減還快；而在雙軸向負荷下，張力和剪力模數的衰減情形，則類似單向拉伸及純扭的情形。

在參考文獻[39]中同時也發現在 graphite/epoxy 的扭轉疲勞試驗中扭轉疲勞之最大扭轉角愈大或扭轉疲勞週次數愈多，均會導致試片之平均殘餘強度有較多的下降；另外，試片在承受扭轉疲勞後其最後

平均殘餘強度仍然維持在 95 % 以上，故扭轉疲勞對試片之殘餘強度的影響並不大。

2.8 修補

由於複合材料具有高強度、高勁度及質輕的特性，所以成為近年來最為被廣泛使用的結構材料。但當材料經使用一段時日後，會因一些因素造成材料的損傷，進而影響材料的強度，而降低結構元件的負載能力，而修補的目的就是要使結構元件回復損傷前所“承受負載能力”(load-bearing capability)，令結構能延長使用壽命。

複合材料中常見的修補方法有以下三種：貼片修補(adhesive bounding)、螺栓接合修補(mechanical fastening)及熔合修補(fusion bonding)等。前兩者需配合使用補片(patch)，作為複合材料纖維斷裂的纖維補償(compensation)，其常見的兩種方式：

一、嵌合(scarf)：所謂的嵌合是指將結構元件受損傷區移除，置換新的疊層補片。

二、堆疊(lap)：使用單層的積層板逐一疊在結構元件損傷區。

而熔合修補則可採用熱壓法、電阻加熱法或超音波加熱法等。

而從文獻[42]中顯示對於 Gr/PEEK 的材料，若利用熱壓法，則可以得到較佳的修補強度。

相關複合材料修補的文獻，擇錄部分如下：

1979 年 Myhre 和 Beck[43]的研究發現，以 single scarf、double scarf、blind side single scarf、external patch 四種方法， $(0/\pm 45/90)_{2s}$ 疊層且共熟化(cocured)的 Gr/Ep 疊層板的修補片(patch)，對相同疊層的基層板進行修補發現在剪力破壞方面可達到 51% 的“joint efficiency”。

1983 年 Jones[44]研究發現如果修補片只黏貼於結構的一側，材料的中性軸(neutral axis)將會有偏移的現象，而補片修補的效率也會因此而下降；且驗證了在補片修補後裂縫前端的應力強度因子會漸進的趨近一個定值的假設，並以一個簡單的方程式便能用來預測這些應力強度因子的量值。

1989 年，Ong、Sheu 及 Liou[45]針對熱塑性複合材料 Gr/PPS & Gr/PEEK 及熱固性複合材料 Gr/Epoxy 在 Compression After Impact 測試後探討其殘留壓縮強度，並對 Gr/PEEK & Gr/pps 以“thermo-reforming”和“patch-thermo-reforming”兩種方式進行修補，發現熱塑性複合材料 Gr/PEEK 在相同的衝擊能量下有最小的破壞區域及最高的殘留強度與強度回復，而 patch-thermo-reforming 有比 thermo-reforming 較佳的修補效果。

1992 年 Ong 及 Shen[46]提到修補時，修補片纖維方向應該要垂直裂縫方向。修補的溫度太高，產生的熱殘餘應力會導致修補試片的疲勞壽命降低。

1994 年 Chue、Chung 及 Tsai[47]探討連接式修補(bonded repair)對中央有歪斜裂縫(inclined crack)且承受雙軸向負載平板的修補效能，此觀念是將負載路徑繞過(bypass)結構內的缺陷或裂縫，如此裂縫尖端附近的應力強度因子及能量等級會因此而下降。另外，粘著層內的最大剪應力及補片內纖維的應力則必須符合設計上的需求。一般來說應力及應力強度因子均會受雙軸向負載嚴重影響；實驗結果同時指出對於兩側的補片修補(double-sided patching)，纖維的排列方向應與最大拉伸負載方向一致，而對於單側的修補纖維則應與裂縫方向垂直方能達到最佳的修補效率。

1997 年 Ahn 和 Springer[48]針對不同的變因討論對複合材料修補

的影響，就斜嵌接合方式修補而言，嵌接角越大，材料修補後的強度越差；而就堆疊補片修補而言，補片長度有一臨界值，超過此長度並不會再增強修補強度；此外濕熱的環境對修補後的試片的殘餘強度有明顯降低的影響。

1999 年葉及郭[49]針對 Gr/PEEK 承受拉伸疲勞及軸向疲勞損傷後，以溫度介於 T_g 和 T_m 間的 200 作熱壓修補，經實驗證實有相當好的修補效果。而以低應力等級造成的疲勞損傷經熱壓修補後，其疲勞壽命回復性比以高應力等級造成的損傷者為佳。

2.8.1 溫、濕度對修補的影響

溫度、溼度對修補的影響和一般情形相同，均對溼、熱的環境較敏感。對於 Gr/PEEK 試片溼氣含量超過 1.1% 時，須先經乾燥處理，否則會降低試片之破壞負載[48]。

三、實驗內容及程序

3.1 儀器簡介

本文所需使用的儀器主要有 Instron-1322 型萬能試驗機、熱壓機、C-scan 超音波掃描系統、鑽石切割機、桌上型恆溫恆濕試驗機、噴砂機、鑽孔機等。各儀器分述如下：

3.1-1 Instron-1322 型萬能試驗機：

Instron-1322 型軸向 - 扭向液壓伺服動態試驗系統，可用於靜態及動態疲勞之材料試驗，並可同時進行軸向、扭向疲勞，為美國 Instron 公司所生產製造。

該系統包含有本實驗室新購入的動態試驗機升級控制系統 (FAST TRACK 8800 Test Control System)、負載架 (load frame assembly)、伺服液壓致動器 (servo hydraulic actuator)、液壓動力供應器 (hydraulic power supply)、及冷卻系統 (cooling system) 所構成。其主要特性及功能如下：

(1) 負載範圍：

- (a) 軸向負載： $\pm 200 \text{ kN}$
- (b) 扭向負載： $\pm 2,000 \text{ N-m}$

(2) 行程範圍：

- (a) 軸向行程： $\pm 50 \text{ mm}$
- (b) 扭向行程： $\pm 50^\circ$

(3) 控制模式：

- (a) 負載控制 (load control)
- (b) 行程控制 (stroke control)

(c) 應變控制(strain control)

另新購入的動態實驗機升級控制系統可經由電腦連接操作來控制實驗時所要求的波形、頻率及負載等。該系統及軟體配合電腦的使用，其圖形化的介面改善了舊有控制器(controller)複雜的手調操控；並且可同時將輸出的位移、週次等訊息以數值的型態儲存，不僅實驗時間的花費減少，也讓實驗的整個過程更容易掌控。

3.1-2 熱壓機

本實驗試片的製作使用位於本校材料中心之複合材料實驗室由佳新工業股份有限公司製造的熱壓機。此機器包括熱壓機台、冷卻機台及電氣控制箱等，可控制壓力範圍：21.4~178.6KPa，最高控制溫度為 400⁰C。並且有手動操作及自動操作兩種操作模式，其中自動操作部分，必須將所需之加熱溫度、低壓時間及高壓時間等參數輸入電氣控制箱的可程式控制器(programmable controller)內，並由壓力調整閥調整低壓壓力和高壓壓力，使機器依照所設定的流程及參數進行熱壓，之後再將試片連同模子移至冷卻機台進行冷卻。

3.1-3 C-scan 超音波掃描系統

本文實驗中的試片檢測使用本校材料中心複合材料實驗室的 AIT-5112 型 C-scan 超音波檢測系統。該檢測系統是由運動控制 PC(motion control PC)、運動控制驅動組(motion control drive module)、教導盒(pendany)、資料收集與分析 PC(passive acquisition and analysis PC)、掃描器(scanner)、脈衝產生/接收器(pulser/receiver)及印表機(printer)等所組合而成。其檢測方式有脈衝回收法(pulse echo)和穿透法(through transmission)兩種。

試片檢測時，將試片放入掃描水槽內，利用運動控制 PC、運動

控制驅動組、教導盒等設定所要掃描的試片區域，由脈衝產生器發射一定頻率(5MHz)的脈衝波至掃描器的發射探頭進行掃描，以水柱為介質傳導至試片，再由發射探頭(使用脈衝回收法)或接收探頭(使用穿透法)收集訊號，然後傳送到資料收集與分析 PC 中處理，並將整個掃描結果利用列表機列印出來，以不同的顏色代表訊號反射或穿透的程度。由於本實驗所有的試片均為平板狀，故採用穿透法較為方便；藉由各種顏色所對應的超音波穿透率，可以瞭解複合材料試片中缺陷的位置及大小。

3.1-4 鑽石切割機

當 Gr/PEEK 積層板壓製完成後，必須以 PSGS-2500H 型之鑽石切割機裁成本實驗所需大小的試片。在切割過程中，必須將冷卻水噴在鑽石刀片之刀口上，以防止刀片過熱，因此要隨時注意水箱中的水是否足夠，而進刀的速度愈慢，切出的試片品質愈佳。完成實驗後，若需 SEM 觀察破壞情形，受破壞之試片必須先以 ISOMET 低速型鑽石切割機將試片破壞面切下，且需注意在使用前必須先檢查潤滑油是否足夠。

3.1-5 桌上型恆溫恆濕試驗機

本機器之機型為 TTH-AIT，溫度控制範圍在 0 ~100℃，濕度控制範圍在 20%RH~98%RH。本機包括四部分:加熱系統(電熱器)，冷卻系統(壓縮機)，機械系統及控制系統。可依其需要單獨控制溫度與單獨控制濕度或者溫度及濕度同時控制。由於原本儀器之濕度感應器損壞，故更換新的濕球感應器。在實驗中乃利用乾、濕球的溫度差異來控制溫度及濕度。以本文為例 25℃ 的溫度、95%的濕氣，其乾、濕球溫度差約 0.5。

3.1-6 噴砂機

與試片黏合的 end-tab 之表面處理，採用物理系所有之噴砂機，其乃利用氣壓將細砂高速噴出在夾持板表面加工。將之與試片黏合可得到相當好的接合結果，不會有脫膠的情形。此外，還有一個方法是使用砂紙機將 end-tab 之表面光滑部份去除，然後再採人工方式以砂紙在 end-tab 表面上以 ± 45 度的方向研磨，使其表面粗糙化。

3.1-7 鑽孔機

所使用之鑽孔機為系上葉孟考教授之複材結構實驗室之儀器。5 Speed Bench Drill Press，1201 型，Nu-Way Machinery Corporation，Taiwan 製造。鑽頭則採日本 NACHI-FUJIKOSHI 公司製造的 3.0mm 含鈷鑽頭，每根鑽四根試片。

3.2 試片製作及檢測

常用的連續纖維之複合材料成型法有：壓力袋模壓法(pressure bag molding)、真空袋模壓法(vacuum bag molding)、壓力釜模壓法(autoclave molding)、熱壓法(hot pressing)及纏繞法(filament winding)等。

本實驗試片製造所採用之主要方法為熱壓法，試片之材料皆為碳纖維/聚醚醚酮(Graphite/PEEK)，其製作程序如下：

1. 取出置於室溫的預浸材(prepreg)，依所需纖維強化的方向 0° 、 45° 、 90° 裁成 $22\text{ cm} \times 22\text{ cm}$ 之大小。
2. 將預浸材依順序疊層：試片為 $[0/45/90/-45]_{2s}$ ，共 16 層。
3. 將疊好之積層材料依圖 3.1 之順序排列，置於熱壓機中，依圖 3.2 之溫度、壓力和熱壓時間關係進行熱壓(圖 3.2 所列之壓力大小為熱壓機上儀表所顯示之壓力數值)。
4. 將尺寸為 $40\text{ mm} \times 210\text{ mm}$ 之夾持板(end-tab)和積層疊板膠合之部位以丙酮洗淨、並加以乾燥。
5. 將 CN 膠均勻塗於積層板及夾持板後再予以膠合。再用墊片及 C 型夾夾緊，置於室溫中 24 小時再鬆開。
6. 用鑽石切割機，依 ASTM D3039-76 之規格將材料切成所須的長度及寬度，試片尺寸如圖 3.3 所示。
7. 用 C-Scan 超音波掃描系統檢驗熱壓後積層板內部是否有損傷及脫層的存在，以去除不良品。
8. 以鑽孔機在試片中心鑽一直徑為 3 mm 的圓孔，如圖 3.4 所示。
9. 準備好的試片粗分有孔及無孔試片兩種。
10. 再將部分具圓孔試片放置於桌上型恆溫恆濕試驗機中五至七天，設置溫度為室溫 25°C ，含濕氣量 90% 以上。

3.3 實驗方法及程序

本文的實驗流程如圖 3.5 所示。詳細的實驗內容及方法敘述如下：

3.3.1 靜態扭轉試驗

利用 Instron-1322 型萬能試驗機，進行靜態扭轉試驗。控制模式為扭角控制，夾頭扭轉速率為 $2.5^{\circ}/\text{min}$ ，得到極限扭矩(T_u)，作為預扭軸向拉伸靜態與疲勞試驗的扭矩參考值。由於受限於機器本身只能扭轉至 50 度，故訂定扭轉至 50 度時為其極限值。

3.3.2 靜態軸向拉伸試驗

利用 Instron-1322 型萬能試驗機進行試驗。其控制模式為行程控制，夾頭拉伸速率為 0.01 mm/s ，以滿足實驗為準靜態之假設。此一實驗有兩部分，分述如下：

1. 靜態軸向拉伸：

將原始試片、具圓孔試片、具圓孔經吸濕試片、具圓孔經吸濕修補後等四種試片進行靜態軸向拉伸試驗，以便求取其靜態抗拉強度。

2. 經預扭後靜態軸向拉伸：

同 1.將上述四種情形試片經預扭 $0.3T_u$ 後，再進行軸向拉伸試驗得其靜態抗拉強度，並與 1.做比較。

由 1.及 2.可獲得在不同情況下的試片抗拉強度，來瞭解具圓孔試片含濕氣後對其抗拉強度的影響，及預扭效應對抗拉強度的影響，並比較修補前、後的差異，以瞭解其修補效益；另靜態抗拉強度實驗數據之平均值並可作為軸向拉伸疲勞試驗中的應力最大值之參考。同時可由此試驗判斷每批製造的材料，其機械性質的差異性和重現性是否均一。

3.3.3 軸向拉伸疲勞試驗

此部分亦利用 Instron-1322 型萬能試驗機，控制模式為負載模式 (load control)，在原始試片拉伸疲勞試驗部分取其靜態抗拉強度平均值之 80 %、75 %、70 %、65 % 為施加疲勞負荷之應力最大值進行試驗。應力比(最小應力/最大應力)為 0.1，頻率為 5Hz，測試波形為正弦波，並記錄破壞週次，以求得應力-疲勞壽命曲線(S-N curve)。其餘情形如圓孔試片、圓孔經吸濕試片、圓孔吸濕經修補後之試片亦分別依其靜態拉伸強度之平均值取應力等級。

經由此四條疲勞壽命曲線來瞭解具圓孔材料經吸濕後對軸向拉伸疲勞壽命的影響，並比較修補前、後的差異，以瞭解其修補效益。

3.3.4 預扭軸向拉伸疲勞試驗

利用 Instron-1322 型萬能試驗機，取 $0.3 T_u$ 為預扭值進行試驗，控制模式為負荷控制，應力比為 0.1，頻率為 5 Hz，測試波形為正弦波。四種情形試片(同 3.3.3)之應力等級依其各自經預扭後靜態抗拉強度適當的選取。

可得到四條受預扭效應後之疲勞壽命曲線，並用來與 3.3.3 之結果相互比較，來瞭解預扭效應對疲勞壽命之影響。

3.3.5 試片修補方法

對於具圓孔試片在經濕氣破壞後，其修補法採熱壓修補方式。將試片放入熱壓機中以重新熱壓方式修補，其修補模具如圖 3.6 所示。

參考文獻[49]中的步驟如下：

- 1.溫度升至 200°C ，在 1000psi 下加熱加壓五分鐘。
- 2.將模具移至 18°C 之冷卻機台中以 1000psi 加壓急速冷卻五分鐘(所列之壓力大小為熱壓機上儀表所顯示之壓力數值)。

3.4 預估試片數

1. 靜態軸向拉伸試驗(含修補)：共 28 根試片。

(每種情況作 7 根，取其平均值) × (4 種情況)

2. 靜態扭轉試驗(含修補)：共 28 根試片。

(每種情況作 7 根，取其平均值) × (4 種情況)

3. 軸向拉伸疲勞試驗(含修補)：共 48 根試片。

(4 個應力等級) × (每個應力等級作 3 根) × (4 種情況)

4. 預扭軸向拉伸疲勞試驗(含修補)：共 48 根試片

(4 個應力等級) × (每個應力等級作 3 根) × (4 種情況)

整個實驗共需 152 根試片。在實驗過程中，試片可能因製造過程或實驗操作不當，或因其它因素而造成損毀，故需增加約 50 % 之試片製造量，故預估需作 228 根試片。

四、結果與討論

本文主要以實驗方式探討具中心圓孔的複合材料積層板受濕度影響與預扭效應後其對軸向拉伸疲勞壽命之影響，並採熱壓修補的方式來對造成損傷的材料進行修補，期望藉由實驗的結果來作為往後複合材料構件設計之參考。

4.1 靜態扭轉試驗

任意選取五根試片進行靜態扭轉實驗，發現其扭矩與扭角約呈線性增加之關係，如圖 4.1 所示。當扭至最大扭角 50 度的過程中僅在實驗開始進行時有纖維斷裂的聲響產生，所發出的聲響應為較大應變的纖維斷裂所造成的，且扭矩並無下降現象。另以 C-scan 掃瞄經過靜態扭轉實驗後之試片，其前後比較結果如圖 4.2 所示，試片並無明顯的脫層產生。在試片受扭轉過程中。由於實驗儀器之限制，無法在靜態扭轉試驗中求得試片的極限扭矩 T_u ，故訂定 50 度扭角為發生最大扭矩之極限值，並參考文獻[34]以在 $0.3 T_u$ 時之角度，即 15 度的扭角作為預扭所施加之角度。

4.2 靜態拉伸試驗

4.2.1 原始試片靜態軸向拉伸試驗結果

任選十根試片進行原始試片之擬靜態拉伸試驗，實驗結果如表 4-1 所示，其平均靜態拉伸強度為 788.85MPa，標準差為 32.77MPa。此數據將作為原始試片軸向疲勞拉伸試驗中的 UTS(σ_0)之依據。原始試片之 C-scan 掃描圖如圖 4.3 所示。

4.2.2 具圓孔試片靜態軸向拉伸試驗結果

(a)具圓孔試片

任取七根具中心圓孔之試片，圓孔直徑 3mm($D/W=0.157$)，進行靜態拉伸強度測試，其結果如表 4-2 所示，其靜態強度平均值為 625.19MPa，標準差為 15.13MPa，其靜態強度平均值將作為其軸向拉伸疲勞試驗之 UTS 之數據。其 C-scan 掃描圖如圖 4.4 所示。原始試片經鑽孔後除產生應力集中效應外，從 C-scan 圖中可清楚看出圓孔周遭，由於鑽孔影響會在其孔洞周圍產生些許脫層。在靜態拉伸時，試片最後破壞皆由孔洞橫向(相對負載方向)邊緣兩點向外延伸終至試片斷裂。

(b)具圓孔經吸濕試片

任意選取七根具中心圓孔之試片，放入 25°C，含濕氣量 90% 以上之恆溫恆濕機中 5-7 天，經比較吸濕前後之重量，發覺重量僅約增加 0.05%，此乃由於 Carbon/PEEK 材料較不易吸濕所致。而後將此七根試片取出，於一般環境下進行靜態軸向拉伸強度測試，其結果如表 4-3 所示，其靜態強度平均值為 620.79MPa，標準差為 21.43MPa，該平均值亦作為其軸向拉伸疲勞試驗之 UTS 之數據，且與(a)之靜態強度進行比較，發覺強度僅有微量下降，得知濕度對於材料靜態強度的

影響並不大。另其 C-scan 掃描圖如圖 4.5 所示,比較前後吸濕的情形,並無太大差異,乃由於 C-scan 掃描主要是用來判斷脫層情形,並無法有效觀察吸濕後的試片破壞情形。

(c)具圓孔吸濕經修補試片

試片同(b)所放置之條件,而後除去試片表面水珠,此時試片表面仍帶有些微水氣,放入修補模中以 200 溫度及 1000psi 之壓力進行熱壓修補五分鐘。再將經修補後試片進行靜態拉伸試驗,其結果如表 4-4 所示,其靜態強度平均值為 615.10MPa,標準差為 4.3MPa,該平均值作為其軸向拉伸疲勞試驗之 UTS 之數據,並與(a)之靜態強度比較,其強度下降約 1.61%,並無改善經吸濕破壞後試片之強度。其 C-scan 掃描圖如圖 4.6 所示,並比較前後修補的結果,發現原本孔洞周遭產生之脫層有些許改善。

4.3 預扭靜態拉伸試驗

4.3.1 原始試片預扭靜態軸向拉伸試驗結果

任取七根原始試片進行預扭靜態拉伸試驗，實驗結果如表 4-5 所示，其平均靜態拉伸強度為 766.58MPa，標準差為 27.50MPa。此數據將作為原始試片預扭軸向疲勞拉伸試驗中的 UTS(σ_0)之依據。

4.3.2 具圓孔試片預扭靜態軸向拉伸試驗結果

(a)具圓孔試片

任取七根具中心圓孔之試片，進行預扭靜態拉伸試驗，其結果如表 4-6 所示，其靜態強度平均值為 625.54MPa，標準差為 20.47MPa，而其靜態強度平均值亦作為其預扭軸向拉伸疲勞試驗之 UTS 之數據。

(b)具圓孔經吸濕試片

同 4.2.2 (b) 所放置環境之條件，而後將七根試片進行預扭態拉伸試驗其結果如表 4-7 所示，其靜態強度平均值為 625.49MPa，標準差為 24.10MPa，其靜態強度平均值將作為其預扭軸向拉伸疲勞試驗之 UTS 之數據。

(c)具圓孔吸濕經修補試片

同 4.2.2 (c) 所放置環境、修補方式之條件，其預扭態拉伸試驗結果如表 4-8 所示，其靜態強度平均值為 614.44MPa，標準差為 19.65MPa，其靜態強度平均值將作為其預扭軸向拉伸疲勞試驗之 UTS 之數據。

將 4.2 與 4.3 節中共計八種不同情形下的靜態強度予以比較，如圖 4.7 所示。

4.4 軸向拉伸疲勞試驗

4.4.1 原始試片軸向拉伸疲勞試驗結果

原始試片的軸向拉伸-拉伸(tension-tension)疲勞實驗乃取其靜態拉伸試驗平均值 788.85MPa 之 80%、75%、70%、65% 四個應力等級進行軸向拉伸試驗，其試驗數據結果如表 4-9 所示；疲勞壽命曲線如圖 4.8 所示，其最大應力與破壞週次在半對數座標上大致呈線性關係，當最大作用應力增加時疲勞破壞週次會有一相對的下降，經由最小平方法可得特徵曲線方程式為

$$S=1.1441-0.0945 \log N_f \quad (4-1)$$

S：應力等級(stress level) N：破壞週次數

圖 4.9 則為其最大應力等級取 80% 經不同週次軸向拉伸疲勞負載之超音波掃描圖。分別在經過 500、1,000、1,500 週次之後對試片進行超音波 C-Scan 掃描。可以看出在高應力等級時，脫層發生情形並不明顯，僅會使材料原本既有之缺陷，隨疲勞週次數增加而更明顯，最後試片斷裂位置發生於較多缺陷集中處。

圖 4.10 則為實驗所取之最低應力等級 65% 經不同週次軸向拉伸疲勞負載之超音波掃描圖。分別在經過 10,000、40,000、60,000 週次之後對試片進行超音波 C-Scan 掃描。試片在初期時脫層由試片的邊緣開始產生，且試片本身瑕疵處亦逐漸增多。而後隨週次數的增加試片兩側脫層損傷逐漸加大，並開始有往中央延伸趨勢，且瑕疵處亦更加明顯。在觀察不同疲勞週次破壞時的變化情形，發現試片本身並無明顯大範圍的脫層，即使是在接近破壞的週次時也僅有向中央集中的趨勢而無大範圍的脫層。由於 Gr/PEEK 材料本身較具韌性，初期乃由基材微裂縫、纖維斷裂與基材脫鍵，而後脫層產生的漸進式發

展直到材料最終破壞斷裂。將此脫層的生成與成長模式與較脆 Gr/epoxy 之材料進行比較，發現 Gr/PEEK 材料並沒有如 Gr/epoxy 材料產生顯著且全面的脫層現象，由此可以看出熱塑性基材複合材料 Gr/PEEK 其基材的塑性行為。

4.4.2 具圓孔試片軸向拉伸疲勞試驗結果

(a)具圓孔試片

由於一開始無法適當的選取應力等級，所以參考文獻[50]選取方法，依原始試片靜態強度平均值 788.85MPa 取其 60%、57.5%、55%、52.5% 等四個應力等級進行軸向拉伸疲勞試驗，而後利用具圓孔試片其自身的靜態強度 625.19Mpa 將之換算，得到 75.71%、72.55%、69.40%、66.24% 等四個以具圓孔試片靜態強度為基準之應力等級，每個等級約差 2.5%。其餘具圓孔試片(包含吸濕、吸濕後修補)皆依其自身之靜態強度，適當在 75%、72.5%、70%、67.5%、65%、62.5% 等六個範圍間取四個等級進行疲勞拉伸試驗。

試驗數據如表 4-10 所示；疲勞壽命曲線如圖 4.11 所示，經由最小平方法可得特徵曲線方程式為

$$S=0.8488-0.0344 \log N_f \quad (4-2)$$

並與原始試片疲勞壽命曲線圖進行比較如圖 4.12 及 4.13 所示。圖 4.12 縱座標為依其各自之靜態強度所選取之應力等級(normalized)，圖 4.13 縱座標之應力等級則以原始試片 UTS 為基準。由此二圖皆可清楚看出原始試片經鑽孔後，除靜態強度降低約 20.74% 外，由於應力集中效應的關係，對於其疲勞壽命也產生大幅的影響。

圖 4.14 則為實驗所取之最低應力等級 66.24% 經不同週次軸向

拉伸疲勞負載之超音波掃描圖。分別在經過 5,000、30,000、110,000、150,000、200,000、250,000、300,000 週次之後對試片進行超音波 C-Scan 掃描。在觀察不同週次破壞時的變化情形，發現試片在初期時脫層由圓孔應力集中最大兩點與試片的邊緣開始產生，且試片本身瑕疵處亦逐漸增多。而後隨週次數的增加，圓孔最大應力集中處與試片兩側脫層損傷逐漸加大，圓孔周遭脫層向外延伸而兩側脫層則有開始往中央延伸趨勢。

(b)具圓孔經吸濕試片

依其靜態強度 620.79MPa 的 72.5%、70%、67.5%、65%UTS 等四個應力等級進行拉伸疲勞試驗，試驗數據如表 4-11 所示；疲勞壽命曲線如圖 4.15 所示，經由最小平方法可得特徵曲線方程式為

$$S=0.8469-0.0342 \log N_f \quad (4-3)$$

並與未吸濕之具圓孔試片疲勞壽命曲線圖進行比較如圖 4.16 及 4.17 所示。圖 4.16 縱座標為依其各自之靜態強度所選取之應力等級，圖 4.17 縱座標之應力等級則以未吸濕之具圓孔試片 UTS 為基準。由此二圖皆可清楚看出具圓孔試片經吸濕後，雖然兩者在靜態強度上差異並不大，但試片經吸濕後，確已影響其疲勞壽命。推估可能由於濕氣滲入層間裂縫造成部分基材劣化，進而使其疲勞壽命降低。另由於本試驗並無使用 chamber，使試片保持其濕氣，因而疲勞壽命在低週次時受濕氣影響較大。

(c)具圓孔吸濕經修補試片

取其靜態強度 615.10MPa 的 75%、72.5%、70%、67.5%UTS 等四個應力等級進行拉伸疲勞試驗，試驗數據如表 4-12 所示；疲勞壽命曲線如圖 4.18 所示，經由最小平方法可得特徵曲線方程式為

$$S=0.8532-0.0350 \log N_f \quad (4-4)$$

並與(a)、(b)兩者具圓孔試片疲勞壽命進行比較，如圖 4.19 及 4.20 所示。圖 4.19 縱座標為依其各自之靜態強度所選取之應力等級，圖 4.20 縱座標之應力等級則以未吸濕之具圓孔試片 UTS 為基準。由於在靜態強度上已發現經熱壓修補後造成其靜態強度之衰減，現由圖 4.19 及 4.20 比較中發現其疲勞壽命亦無法獲得良好之改善。有可能於熱壓修補時，僅有些許改善部分脫層，整體而言並無明顯改善鑽孔後試片產生之脫層破壞；且在進行高溫高壓熱壓修補時，試片層間裂縫仍含有微量水份，水份膨脹造成基材裂縫擴大，進而影響到材料疲勞壽命。

4.5 預扭軸向拉伸疲勞試驗

4.5.1 原始試片預扭軸向拉伸疲勞試驗結果

原始試片的預扭軸向拉伸疲勞實驗乃取其靜態拉伸試驗平均值 766.58MPa 之 80%、75%、70%、65% 等四個應力等級進行軸向拉伸試驗，其實驗數據結果如表 4-13 所示。其最大應力與破壞週次在半對數座標上大致呈線性關係，如圖 4.21 所示。當最大作用應力增加時疲勞破壞週次會有相對的下降，經由最小平方法可得特徵曲線方程式為

$$S=0.9844-0.0602 \log N_f \quad (4-5)$$

圖 4.22 則為其最大應力等級取 80% σ_0 經不同週次軸向拉伸疲勞負載之超音波掃描圖。在經過 500 週次之後對試片進行超音波 C-Scan 掃描，並與原始試片在 80% σ_0 軸向拉伸試驗之 C-scan 掃描圖比較，皆有脫層發生不明顯的情形，且試片斷裂位置發生於較多缺陷集中處；但由於預扭影響會在試片靠近夾頭處產生應力集中，故會有部分試片斷裂破壞在靠近試片 end-tab 夾持處。

圖 4.23 則為實驗所取之最低應力等級 65% σ_0 經不同週次軸向拉伸疲勞負載之超音波掃描圖。分別在經過 10,000、80,000、130,000、200,000、250,000 週次之後對試片進行超音波 C-Scan 掃描。在觀察不同疲勞週次破壞時的變化情形，發現試片在初期時脫層由試片的邊緣開始產生，且試片本身瑕疵處亦逐漸增多。而後隨週次數的增加試片兩側脫層損傷逐漸加大，並開始有往中央延伸趨勢。

4.5.2 具圓孔試片預扭軸向拉伸疲勞試驗結果

(a) 具圓孔試片

依其靜態強度 625.54MPa 的 70%、67.5%、65%、62.5%UTS 等四個應力等級進行預扭軸向拉伸疲勞試驗，試驗數據如表 4-14 所示；疲勞壽命曲線如圖 4.24 所示，經由最小平方法可得特徵曲線方程式為

$$S=0.8772-0.0466\log N_f \quad (4-6)$$

並與原始試片經預扭之軸向疲勞壽命曲線圖進行比較如圖 4.25 及圖 4.26 所示，圖 4.25 之縱座標為依其各自之靜態強度所選取之應力等級，圖 4.26 縱座標之應力等級則以受預扭的原始試片 UTS 為基準。明顯看出具中心圓孔之試片其疲勞壽命遠低於原始試片。

圖 4.27 則為實驗所取之最低應力等級 62.5%₀ 經不同週次軸向拉伸疲勞負載之超音波掃描圖。分別在經過 10,000、40,000、60,000、70,000 週次之後對試片進行超音波 C-Scan 掃描。在觀察不同週次破壞時的變化情形，發現試片在初期時脫層由圓孔應力集中最大兩點與試片的邊緣開始產生，且試片本身瑕疵處亦逐漸增多。而後隨週次數的增加，圓孔最大應力集中處與試片兩側脫層損傷逐漸加大，圓孔周遭脫層向外延伸而兩側脫層則有開始往中央延伸趨勢。試片最後於 71,001 cycles 時斷裂。其脫層破壞演進情形類似圖 4.13。

(b)具圓孔經吸濕試片

依其靜態強度 625.49MPa 的 70%、67.5%、65%、62.5%UTS 等四個應力等級進行預扭軸向拉伸疲勞試驗，試驗數據如表 4-15 所示；疲勞壽命曲線如圖 4.28 所示，經由最小平方法可得特徵曲線方程式為

$$S=0.8298-0.0351\log N_f \quad (4-7)$$

並與(a)具圓孔試片經預扭之軸向疲勞壽命曲線圖進行比較如圖 4.29 及圖 4.30 所示，圖 4.29 之縱座標為依其各自之靜態強度所選取之應力等級，圖 4.30 縱座標之應力等級則以受預扭的具圓孔試片 UTS 為基準。明顯看出具中心圓孔之試片經吸濕後其疲勞壽命低於具圓孔未吸濕試片。且與 4.4.2(b)有近似情形，在低週次疲勞時，濕氣對試片壽命的影響較大。

(c)具圓孔吸濕經修補試片

依其靜態強度 614.44MPa 的 72.5%、70%、67.5%、65%UTS 等四個應力等級進行預扭軸向拉伸疲勞試驗，試驗數據如表 4-16 所示；疲勞壽命曲線如圖 4.31 所示，經由最小平方法可得特徵曲線方程式為

$$S=0.8459-0.0350\log N_f \quad (4-8)$$

並與(a)、(b)實驗結果進行比較，如圖 4.32 及圖 4.33 所示，圖 4.32 之縱座標為依其各自之靜態強度所選取之應力等級，圖 4.33 縱座標之應力等級則以受預扭的具圓孔試片 UTS 為基準。觀察圖形趨勢得到具中心圓孔之試片經吸濕後修補其疲勞壽命高於具圓孔經吸濕試片。雖然，圖 4.33 中線性近似(linear fit)在低應力等級的結果得到具圓孔吸濕經修補後試片其疲勞壽命比具圓孔未吸濕試片要來得好，但若以試驗數據點分析，兩者在結果上是相近的。

4.6 無預扭與預扭的軸向靜態拉伸與疲勞試驗之比較

4.6.1 靜態拉伸試驗

(a).原始試片

原始試片平均軸向靜態拉伸強度為 788.85MPa，經預扭後軸向靜態拉伸強度平均值為 766.58MPa，強度約衰減 2.82%。兩者在破壞模式上，前者大多斷裂在試片中央位置；後者試片除部分斷裂在中央外，部分試片則斷裂在接近試片夾持(end-tab)兩側。

(b).具圓孔試片

具圓孔試片平均軸向靜態拉伸強度為 625.19MPa，經預扭後軸向靜態拉伸強度平均值為 625.54MPa，強度卻增加約 0.05%。可見對於具圓孔試片經預扭後，對於其靜態強度影響並不大。兩者在靜態破壞模式上皆相同，都由圓孔兩側應力集中最大處，開始向外破壞斷裂。

(c).具圓孔經吸濕試片

具圓孔試片經吸濕後其平均軸向靜態拉伸強度為 620.79MPa，經預扭後軸向靜態拉伸強度平均值為 625.49MPa，強度卻增加約 0.75%，同(b)之結果，預扭效應對於靜態強度影響並不大。

(d).具圓孔吸濕經修補試片

將具圓孔試片經吸濕後，以熱壓修補方式進行修補，其平均軸向靜態拉伸強度為 615.10MPa，而經預扭後軸向靜態拉伸強度平均值為 614.44MPa，強度約衰減 0.01%，同(b)、(c)之結果，預扭效應對於靜態強度影響並不大。

4.6.2 軸向疲勞試驗

(a).原始試片

比較原始試片之軸向拉伸與預扭軸向拉伸疲勞試驗兩者之疲勞壽

命曲線圖，如圖 4.34 所示，其縱座標之應力等級則以無預扭的原始試片 UTS 為基準。由圖可知在高應力等級時，受預扭影響後其疲勞壽命衰減較大，隨著應力等級的降低，預扭效應之影響也隨之遞減。由於 300,000 cycles 為本文所訂定之疲勞限，故在此低應力情況時，較無法準確判定疲勞壽命上之差異性。

(b).具圓孔試片

比較具圓孔試片之軸向拉伸與預扭軸向拉伸疲勞試驗兩者之疲勞壽命曲線圖，如圖 4.35 所示，其縱座標之應力等級則以無預扭的具圓孔試片 UTS 為基準。受到預扭影響後，其疲勞壽命有明顯衰減。且發覺預扭對低應力等級時的影響較大。

(c).具圓孔經吸濕試片

比較具圓孔經吸濕試片之軸向拉伸與預扭軸向拉伸疲勞試驗兩者之疲勞壽命曲線圖，如圖 4.36 所示，其縱座標之應力等級則以無預扭的具圓孔經吸濕試片 UTS 為基準。受到預扭影響後，其疲勞壽命有明顯衰減。

(d).具圓孔吸濕經修補試片

比較具圓孔吸濕經修補試片之軸向拉伸與預扭軸向拉伸疲勞試驗兩者之疲勞壽命曲線圖，如圖 4.37 所示，其縱座標之應力等級則以無預扭的具圓孔吸濕經修補試片 UTS 為基準。受到預扭影響後，其疲勞壽命亦明顯衰減。

由(b)、(c)、(d)結果得知具圓孔試片其疲勞壽命在低應力等級時受預扭影響相較於高應力等級時要來的大。

五、結 論

本文主要探討具中心圓孔之擬均向 $[0/45/90/-45]_{2s}$ Gr/PEEK 複合材料積層板受濕度影響後其軸向拉伸及預扭軸向拉伸的靜態強度及疲勞壽命情形，並採熱壓修補方式對具圓孔經吸濕試片進行修補。將實驗所得整理成以下幾點結論：

1. 在原始試片及具圓孔試片(包含經吸濕與吸濕經修補)的靜態試驗中，具圓孔試片由於應力集中，造成其靜態強度大幅衰減；且發現預扭效應對於其靜態強度影響並不明顯。
2. 雖然預扭效應對於靜態強度影響不大，然而在軸向拉伸疲勞壽命的研究中，發現經預扭效應後，疲勞壽命明顯較差。對於原始試片，在高應力時受預扭影響後其疲勞壽命衰減較大，隨著應力等級的下降，預扭效應之影響也隨之減少；但是對於具圓孔試片卻得到相反的結果，其疲勞壽命在低應力等級時受預扭影響相較於高應力等級時要來得高。
3. 在濕氣影響方面，濕氣對於具圓孔試片其靜態強度的衰減影響並不明顯；然而在具圓孔試片的軸向與預扭軸向拉伸疲勞試驗中，由於濕氣，使其疲勞壽命降低，且在低週次疲勞時影響較明顯。
4. 採用熱壓修補方法修補具圓孔經吸濕試片，反而使軸向拉伸與預扭軸向拉伸的靜態強度降低，這是由於修補時試片層間基材尚含濕氣，經高溫高壓修補，濕氣膨脹造成基材劣化，進而影響其靜態強度。
5. 對於熱壓修補經吸濕後具圓孔試片其疲勞壽命之研究，在軸向拉伸方面，熱壓修補並無改善疲勞壽命，除濕氣膨脹造成基材劣化原因外，另由 C-scan 掃描圖觀察發現，經修補後並無明顯改善試

片經鑽孔後所造成之脫層；然而，在預扭軸向拉伸部分，具圓孔吸濕經熱壓修補後試片其疲勞壽命卻比具圓孔經吸濕試片要來得好，得到與軸向拉伸疲勞相反之結果，推估可能與預扭效應造成試驗數據散佈性較大有關。

本文探討因素包含具圓孔(應力集中)、濕氣影響、預扭效應、熱壓修補等。由於影響試驗因素較多，且受限於材料與時間的不足，雖然研究結果並不能肯定熱壓修補是否為有助於受濕氣影響後的複合材料之修補方法，但仍從試驗中得到近似合理之結果，期望此一結果能有助於往後工業設計上之應用。

六、參考文獻

1. H. O. Fuch and R. I. Stephens, "Metal Fatigue in Engineering," John Willy and Sons, New York, 1980.
2. D. S. Saunders and G. Clark, " Fatigue Damage in Composite Laminates," Materials Forum, Vol.17, 1993, pp.309-331.
3. Jamison R. D. , Schulte K., Reifsnider K. L. and Stinchcomb W.W., "Characterization and Analysis of Damage Mechanisms in Tension-Tension Fatigue of Graphite/Epoxy Laminates," Effects of Defects in Composite Materials, ASTM STP 836, American Society for Testing and Materials, 1984, pp. 21-55.
4. K. L. Reifsnider, E. G. Henneke, W. W. Stinchcomb and J. C. Duke, "Damage Mechanics and NDE of Composite Laminates," Mechanics of Composite Materials, Recent Advances, Z. Hashin and C. T. Herakovich eds., Pergamon Press, New York, 1983, pp.399-420.
5. T. K. O'Brien, "Characterization of Delamination Onset and Growth in a Composite Laminates," Damage in Composite Materials, ASTM STP 775, American Society of Testing and Materials, 1982, pp.140- 167.
6. G. M. Newaz and A. Lustiger, "Interlaminar Fracture and Craze Growth in PEEK Composite under Cyclic Loading," Journal of Composite Materials, Vol.24, 1990, pp.175-187.
7. G. M. Newaz, A. Lustiger and J. Y. Yung, "Delamination Onset and Growth Under Cyclic Loading at Elevated Temperature in Thermoplastic Composites," Advances in Thermoplastic Matrix

- Composite Materials, ASTM STP 1044, American Society for Testing and Materials, 1989, pp.264-278.
8. M. -H. R. Jen, Y. S. Kan and J.M. Hsu, "Initiation and Propagation of Delamination in a Centrally Notched Composite Laminate," Journal of Composite Materials, Vol. 27, No.3, 1993, pp. 272-302.
 9. N. H. Tai, C. C. M. Ma and S. H. Wu, "Fatigue Behaviour of Carbon Fibre/PEEK Laminate Composites", Composites, Vol.26, 1995, pp. 551-559.
 10. R. Talreja, "Fatigue of Composite Materials," Technomic, Pennsylvania U.S.A., 1987.
 11. Hwang, W. and Han, K. S., "Fatigue of Composites Fatigue Modulus Concept and Life Prediction," Journal of Composite Materials, Vol. 20, 1986, pp. 154-165.
 12. J. M. Whitney and R. J. Nuismer, "Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentrations," Journal of Composite Materials, Vol.8, 1974, pp. 253-265
 13. M. -H. R. Jen, Y. S. Kan, and J.M. Hsu, "Initiation and Propagation of Delamination in a Centrally Notched Composite Laminate," Journal of Composite Materials, Vol.27, No3, 1993, pp. 272-302.
 14. K. D. Cowley and P. W. R. Beaumont, "Damage Accumulation at Notches and the Fracture Stress of Carbon-Fiber/Polymer Composites: Combined Effects of Stress and Temperature," Composite Science and Technology, Vol. 57, 1997, pp. 1211-1219.
 15. M. T. Kortschot and P. W. R. Beaumont, "Damage Mechanics of Composite Materials: III. Prediction of Damage Growth and Notched

- Strength, ” Composite Science and Technology, Vol.40, 1991, pp. 147-165.
16. M. T. Kortschot and P. W. R. Beaumont, “Damage Mechanics of Composite Materials: IV. The Effect of Lay-up on Damage Growth and Notched Strength,” Composite Science and Technology, Vol.40, 1991, pp.167-179.
 17. C. Soutis, N. A. Fleck, and P. A. Smith, “Failure Prediction Technique for Compression Loaded Carbon Fibre-Epoxy Laminate with Open Holes,” Journal of Composite Materials, Vol.25, 1991, pp.1476-1498.
 18. S. Kellas, J. Morton, and P. T. Curtis, “The Effect of Hygrothermal Environments upon the Tensile and Compressive Strengths of Notched CFRP Laminates Part 1: Static Loading,” Composites, Vol.21, 1990, pp.41-51.
 19. M. C. Yip and I. C. Wu, “The Influence of Hole Size in Compressive Fatigue Properties of CFRP Composite Materials,” Proceeding of the Tenth National Conference on Mechanical Engineering, Hsinchu, R.O.C., 1993, pp.307-316.
 20. C. Soutis and N.A. Fleck, ”Static Compression Failure of Carbon Fibre T800/924C Composite Plate with A Single Hole,” Journal of Composite Material, Vol.24, 1990, pp.536-558.
 21. M. C. Yip and T. B. Perng, “The Influence of Hole Size in Static and Fatigue Strengths of CFRP Composite Materials,” International Conference on Advanced Composite Materials, Wollongong, Austrilia 1993.

22. M. Bertini, L. Beghini, and E. Vitale, "Analysis of Fatigue Delamination Growth in Carboresin Specimens with Central Hole," Composite Structures, Vol.17, 1991, p.257-274.
23. S. Kellas and J. Morton, "Fatigue Damage Development in a Notched Carbon Fibre Composite," Composite Structures, Vol.5, 1986, pp.143-157.
24. S. M. Bishop and J. Morton, "Fatigue of Notched (0/ \pm 45) CFRP with Woven and Non-woven \pm 45 ° Layers," Advances in Fracture Research, Vol.4, 1984, pp.69-78.
25. J. S. Huh and W. Hwang, "Fatigue Life Prediction of Circular Notched CFRP Laminates," Composite Structure, Vol.44, 1999, pp.163-168.
26. W. P. Dewilde and P. Frolkovic, "The Modeling of Moisture Absorption in Epoxies: Effects at the Boundaries," Composites, Vol.25, No.2, 1994, pp.119-127.
27. O. K. Joshi, " The Effect of Moisture on the Shear Properties of Carbon Fiber Composites," Composites, Vol. 14, No. 3, 1983, pp. 196-200.
28. J. M. Barton and D. C. L. Greenfield, "The Use of Dynamic Mechanical Methods to Study the Effect of Absorbed Water on Temperature- Dependent Properties of an Epoxy Resin- Carbon Fibre Composites," British Polymer Journal, Vol. 18, No. 1, 1986, pp. 51-56.
29. C. E. Browning and J. T. Hartness, "Effect of Moisture on the Properties of High- Performance Structure Resins and Composites," ASTM STP 546, 1974, pp. 284-302.

30. S. M. Bishop "Effect of Moisture on the Notch Sensitivity of Carbon Fibre Composites," *Composites*, Vol. 14, No. 3, 1983, pp. 201-205.
31. T. A. Collings, D. L. Mead and D. E. W. Stone, "The Effects of High Temperature Excursions on Environmentally Exposed CFC," RAE Technical Report, TR 85074 (Royal Aircraft Establishment, Farnborough, UK), 1985.
32. J. Morton, S. Kellas and S. M. Bishop, "Damage Characteristics in Notched Carbon Fiber Composites Subjected to Fatigue Loading-Environmental Effects," *Journal of Composite Materials*, Vol. 22, 1988, pp. 657-673.
33. M. L. Karasek, L. H. Strait, M. F. Amateau and J. P. Runt, "Effect of Temperature and Moisture on the Impact Behavior of Graphite/Epoxy Composites: Part - Impact Energy Absorption," *Journal of Composite Technology & Research*, Vol. 17, No. 1, 1995, pp. 3-10.
34. 葉銘泉, 李智強, “預扭對複合材料CFRP之靜態與疲勞性質的影響,” 第十八屆全國力學會議論文集第三冊, 1994, pp. 475-482.
35. T. Fujii and F. Lin, “Fatigue Behaviour of a Plain-Woven Glass Fabric Laminate under Tension/Torsion Biaxial Loading,” *Journal of Composite Materials*, Vol.29, No5, 1995, pp.573-590.
36. M. C. Yip and H. M. Chi, “Axial Fatigue Behaviour of the $[0/+45/-45/90]_{2S}$ Carbon/Epoxy Composites under Pretorsional Fatigue Loading,” *Proceeding of International Conference on Advanced Materials*, Beijing, China, 1996, pp.863-868.

37. S. Amijima, T. Fujii and M. Hamaguchi, "Static and Fatigue Tests of a Woven Glass Fabric Composite under Biaxial Tension-Torsion Loading," *Composites*, Vol.22, 1991, pp.281-289.
38. M. C. Yip and I. L. Lee, "Axial Fatigue Behavior of the Carbon/Epoxy Composites under Impact and Pretorsional Effects," *Third International Conference on Composite Engineering*, New Orleans, U.S.A. (1996).
39. M. C. Yip and K. C. Lai, "Uniaxial Low Cycle Fatigue Behavior of the CFRP Composite Laminates Under Pretorsional Fatigue and Thermal Effects," *Proceeding of the 1st Asian-Australasian Conference on Composite Materials*, Osaka, Japan, 1998, 719-1~719-4.
40. B. R. Fuczak, "Torsional Fatigue Behaviour of Graphite-Epoxy Cylinders," *U. S. Army Armament Comand, Report No. WVT-TR-7406* (1974).
41. T. Fujii and K. Okubo, "Fatigue Notch Sensitivity of Glass Woven Fabric Composites Having a Circular Hole under Tension/Torsion Biaxial Loading," *Journal of Composite Materials*, Vol.28, No.3, 1994, pp.272-302.
42. P. Davies, W. J. Cantwell, P. Y. Jar. V. Zysman and H. H. Kausch, "Joining and Repair of a Carbon Fiber-Reinforced Thermoplastic", *Composites*, Vol 22, No. 6, 1991, pp.425-431.
43. S. H. Myhre and C. E. Beck, "Repair Concepts for Advanced Composite Structures," *J. AIRCRAFT*, Vol. 10, No. 10, 1979, pp. 720-727.
44. R. Jones, "Neutral Axis Offest Effects due to Crack Patching," *Composite Structures*, 1983, Vol.1, pp.163-174.

45. C. H. Ong, M. F. Sheu and Y. Y. Liou, "The Repair of Thermoplastic Composites after Impact," SAMPE Journal, 1989.
46. C. L. Ong and S. B. Shen, "The reinforcing Effect of Composite Patch Repairs on Metallic Aircraft Structures", INT. J. ADHESION And ADHESIVES, Vol. 12, NO. 1, 1992, pp.19-26.
47. C. H. Chue, L. C. Chang and J. S. Tsai, "Bonded repair of a plate with inclined central crack under biaxial loading," Composite Structures, Vol. 28, 1994, pp.39-45.
48. S. H. Ahn and G.S. Springer, "Repair of Composite Laminates-I: Test Results," Journal of Composite Materials, Vol. 32, No.1, 1998, pp.1036-1074.
49. 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, 1999, pp.H133-H140.
50. 葉銘泉、戴念華、林基正, "具中心圓孔之碳纖維強化聚醚醚酮 (Gr/PEEK)積層板經熱循環負載後之拉伸-壓縮疲勞性質探討," 清華大學動力機械工程學系碩士論文, 1999.

表 4-1 原始試片靜態拉伸強度

試片編號	拉伸強度(MPa)
1	791.03
2	776.83
3	832.07
4	753.45
5	773.68
6	738.82
7	804.64
8	809.83
9	839.50
10	768.62
標準差	32.77
平均	788.85

表 4-2 具圓孔試片之靜態強度

試片編號	拉伸強度(MPa)
1	622.81
2	630.92
3	614.63
4	649.94
5	637.71
6	609.18
7	611.14
標準差	15.13
平均	625.19

表 4-3 具圓孔試片經吸濕後之靜態強度

試片編號	拉伸強度(MPa)
1	612.44
2	607.34
3	658.78
4	590.20
5	626.13
6	620.06
7	630.59
標準差	21.42
平均	620.79

表 4-4 具圓孔試片吸濕經修補後之靜態強度

試片編號	拉伸強度(MPa)
1	614.34
2	610.87
3	617.05
4	616.89
5	609.68
6	614.26
7	622.58
標準差	4.31
平均	615.10

表 4-5 原始試片經預扭後之靜態強度

試片編號	拉伸強度(MPa)
1	811.23
2	771.20
3	750.55
4	770.92
5	721.07
6	778.99
7	762.08
標準差	27.50
平均	766.58

表 4-6 具圓孔試片經預扭後之靜態強度

試片編號	拉伸強度(MPa)
1	638.98
2	601.92
3	651.75
4	597.55
5	626.87
6	619.71
7	641.97
標準差	20.47
平均	625.54

表 4-7 具圓孔試片吸濕經預扭後之靜態強度

試片編號	拉伸強度(MPa)
1	614.44
2	630.42
3	658.07
4	580.12
5	625.32
6	639.27
7	630.77
標準差	24.10
平均	625.49

表 4-8 具圓孔試片吸濕經修補後預扭之靜態強度

試片編號	拉伸強度(MPa)
1	596.00
2	603.61
3	593.93
4	625.83
5	603.90
6	639.72
7	638.09
標準差	19.65
平均	614.44

表 4-9 原始試片拉伸疲勞試驗結果

編號\ 等級	80 %	75%	70%	65%
1	2030	9499	26717	78280
2	8777	17732	66098	114591
3	11388	25747	75455	150456
AVE	7398	17659	56090	114442

表 4-10 具圓孔試片拉伸疲勞試驗結果

編號\ 等級	75.71 %	72.55%	69.40%	66.24%
1	328	1988	19847	104683
2	511	7871	22612	122131
3	518	16442	81983	300000
AVE	452	8767	41481	175605

表 4-11 具圓孔試片經吸濕後之拉伸疲勞試驗結果

編號\ 等級	72.5 %	70%	67.5%	65%
1	1112	21096	45222	300000
2	4214	34889	69553	300000
3	24258	47561	209192	300000
AVE	9861	34515	107989	300000

表 4-12 具圓孔試片吸濕經修補後之拉伸疲勞試驗結果

編號\ 等級	75%	72.5%	70%	67.5%
1	1245	1998	3509	45253
2	1624	3825	37085	105108
3	3288	9292	44657	130297
AVE	2052	5038	28417	93552

表 4-13 原始試片經預扭拉伸疲勞試驗結果

編號\ 等級	80%	75%	70%	65%
1	648	5338	10704	197830
2	1701	19510	56296	229590
3	1907	27254	105849	300000
AVE	1419	17367	57616	242473

表 4-14 具圓孔試片經預扭拉伸疲勞試驗結果

編號\ 等級	70 %	67.5%	65%	62.5%
1	6654	32857	49719	300000
2	17652	41689	165453	300000
3	26518	55040	294319	300000
AVE	16941	43195	169830	300000

表 4-15 具圓孔試片吸濕經預扭拉伸疲勞試驗結果

編號\ 等級	70 %	67.5%	65%	62.5%
1	1358	21033	63946	300000
2	12447	69263	65667	300000
3	19530	86615	300000	300000
AVE	11112	58970	143204	300000

表 4-16 具圓孔試片吸濕後修補經預扭拉伸疲勞試驗結果

編號\ 等級	72.5 %	70%	67.5%	65%
1	1456	7004	36692	51637
2	11451	12598	86194	214734
3	28527	26523	158627	300000
AVE	13721	15375	93837	188790

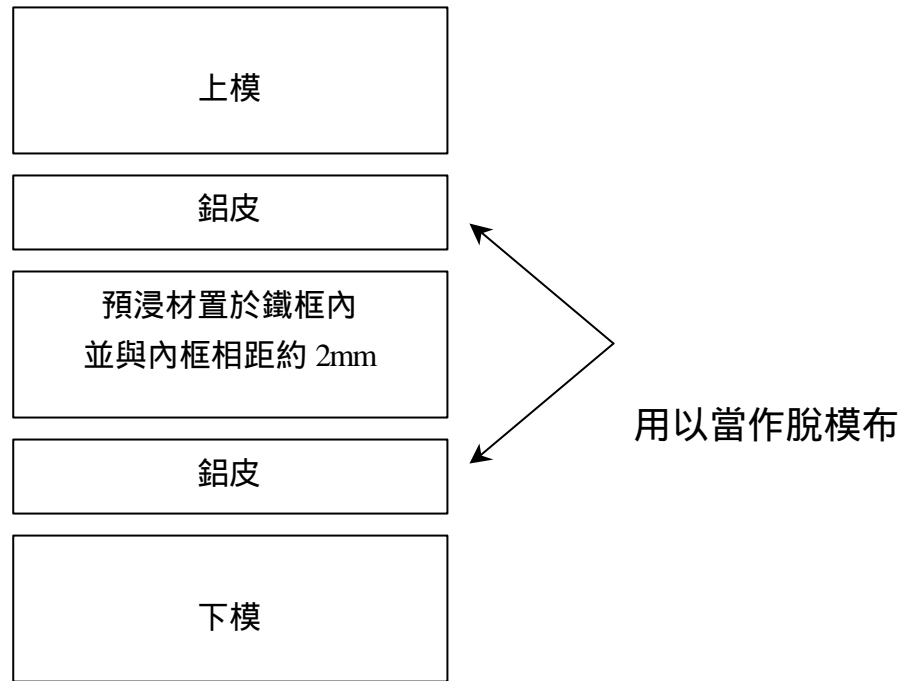


圖 3.1 預浸材在熱壓機中的疊序

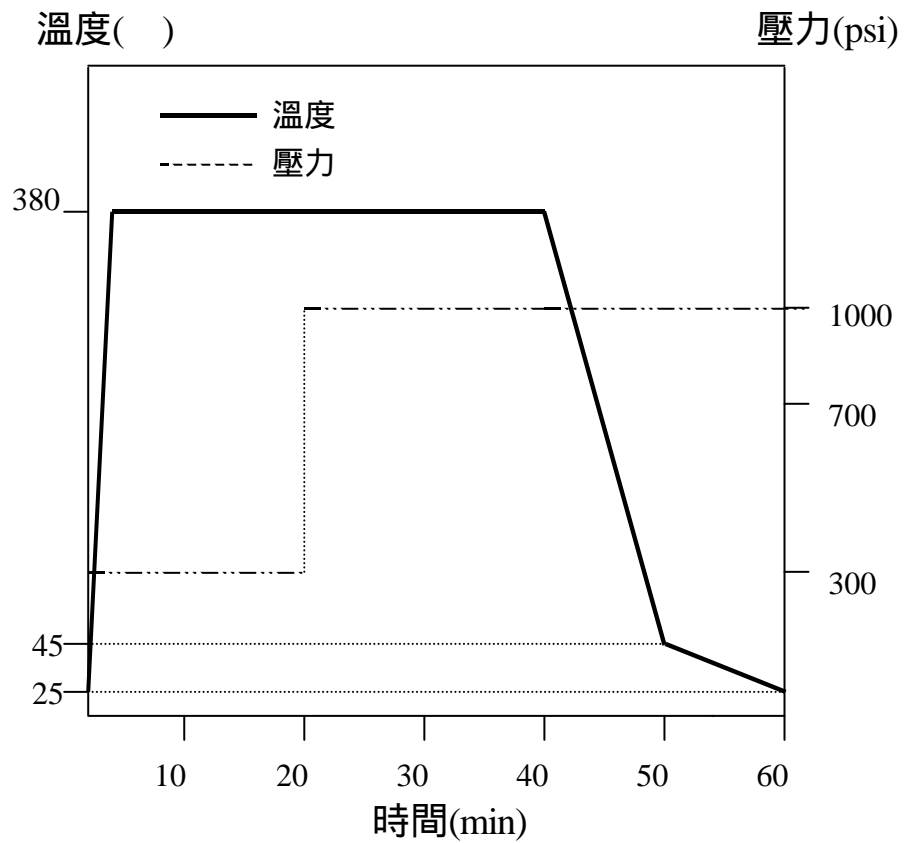


圖 3.2 預浸材在熱壓機中的溫度/壓力-時間圖

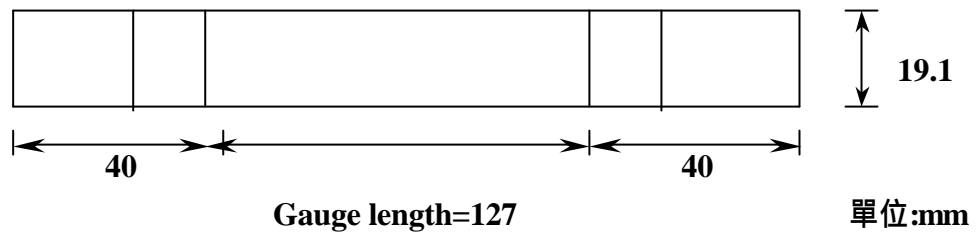
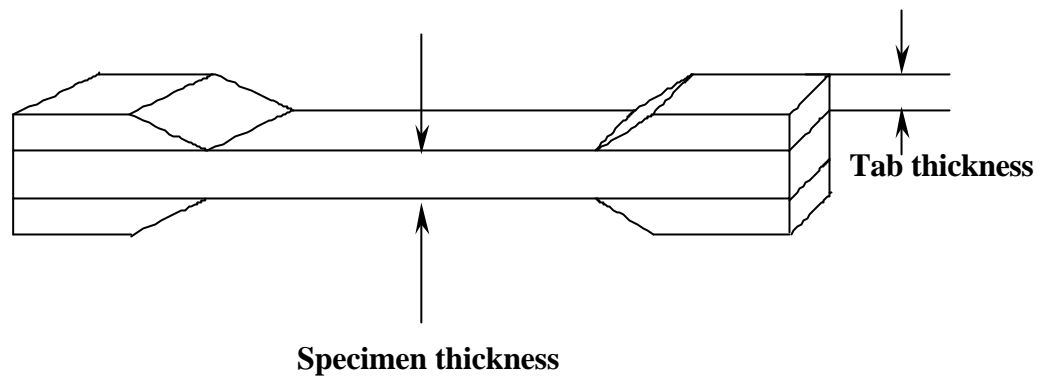


圖 3.3 試片尺寸圖

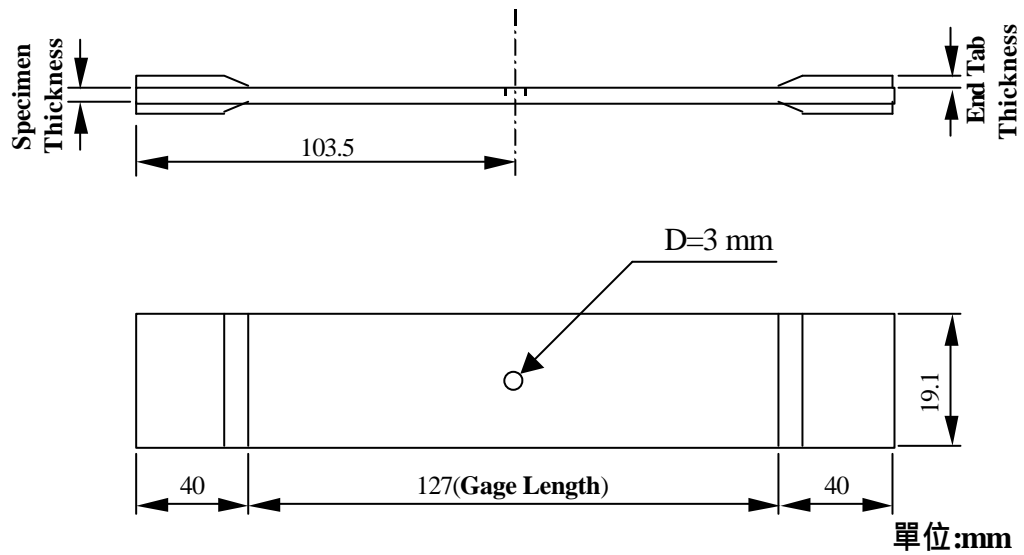


圖 3.4 含圓孔試片尺寸圖

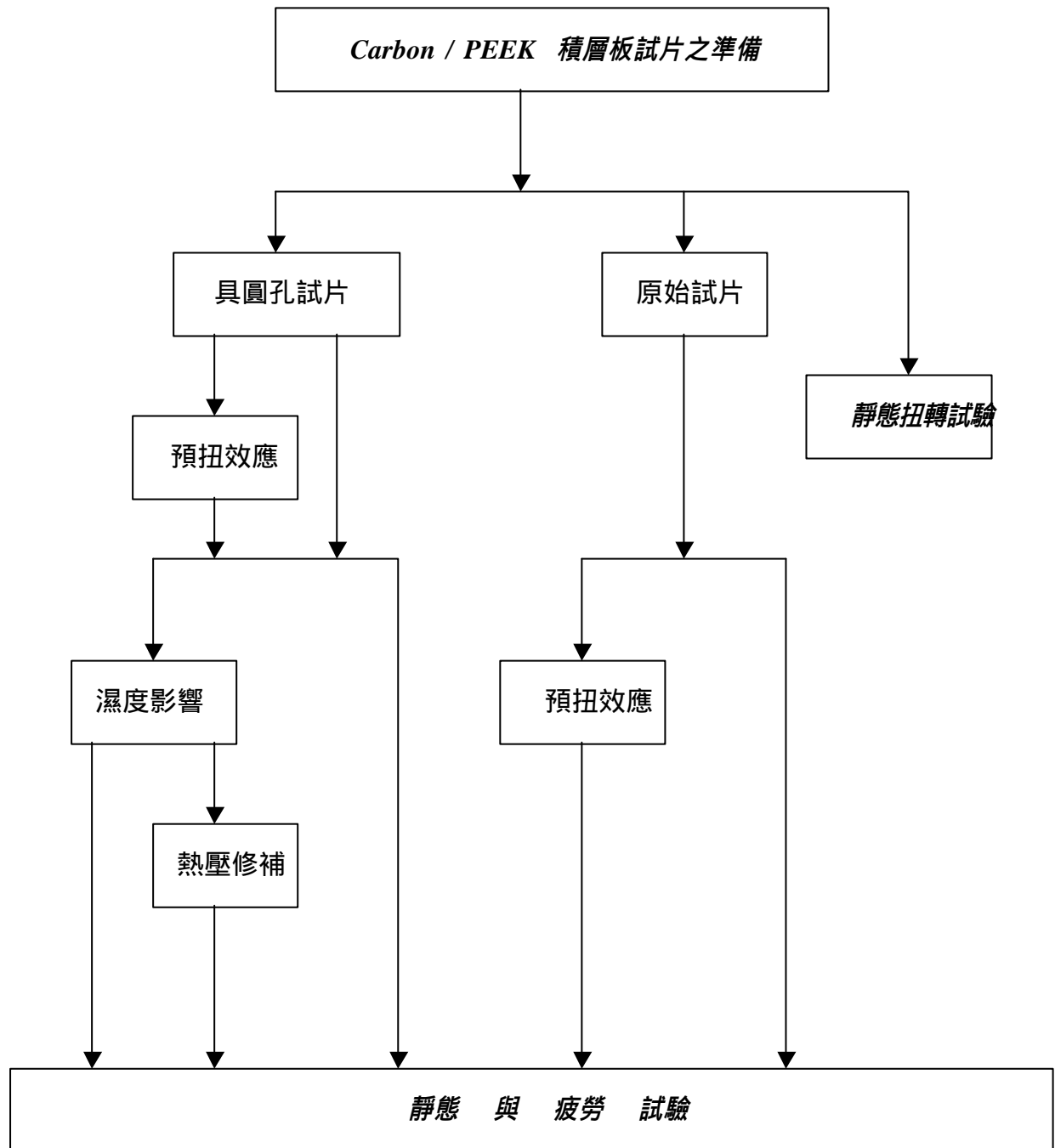


圖 3.5 實驗流程圖

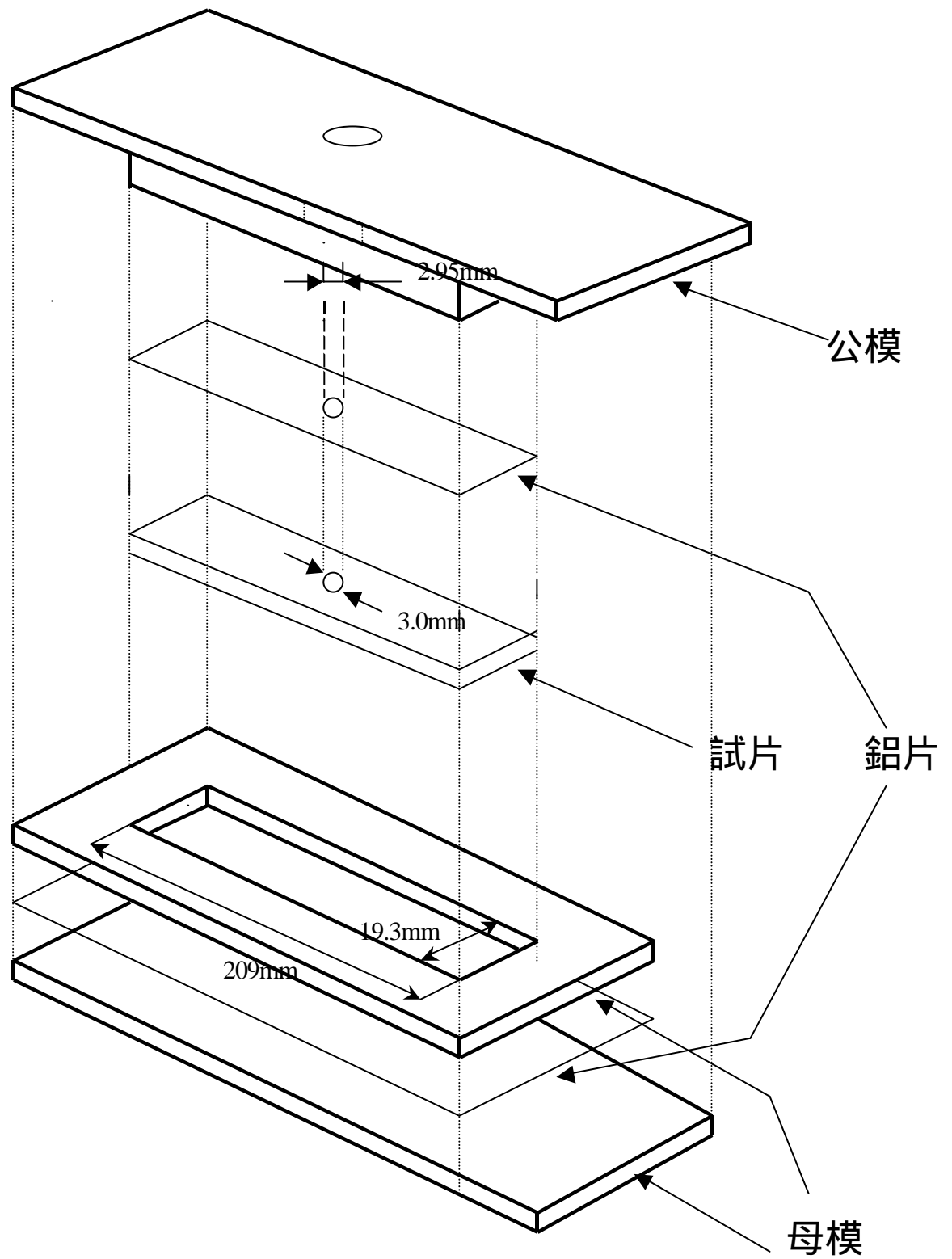


圖 3.6 熱壓修補用之模具示意(設計)圖

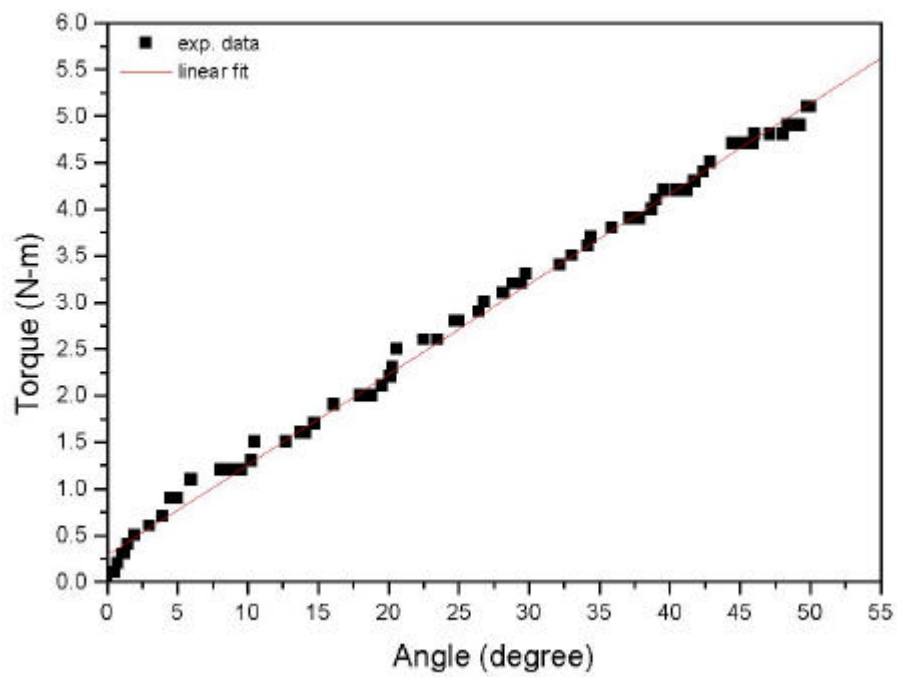
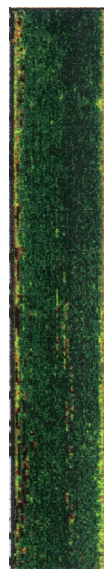
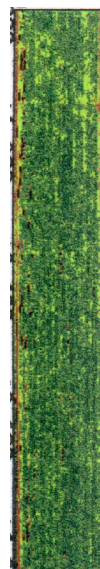


圖 4.1 靜態扭轉之扭矩-扭角關係圖

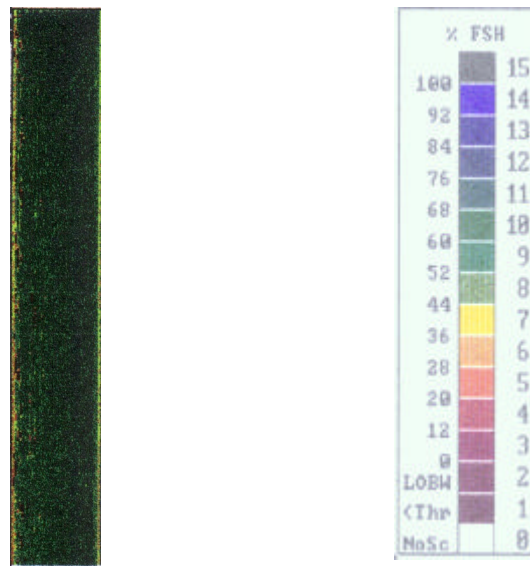


扭轉前



扭轉後

圖 4.2 靜態扭轉 C-scan 掃瞄前後比較圖



C-Scan 掃瞄穿透率示意圖

圖 4.3 原始試片之超音波 C-Scan 掃瞄情形

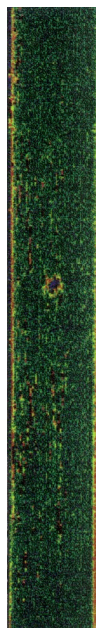
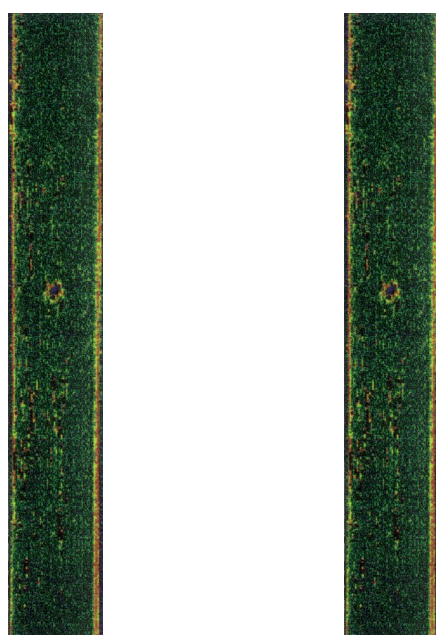


圖 4.4 具圓孔試片之超音波 C-Scan 掃瞄情形



吸濕前

吸濕後

圖 4.5 具圓孔試片吸濕前後之超音波 C-Scan 掃瞄情形

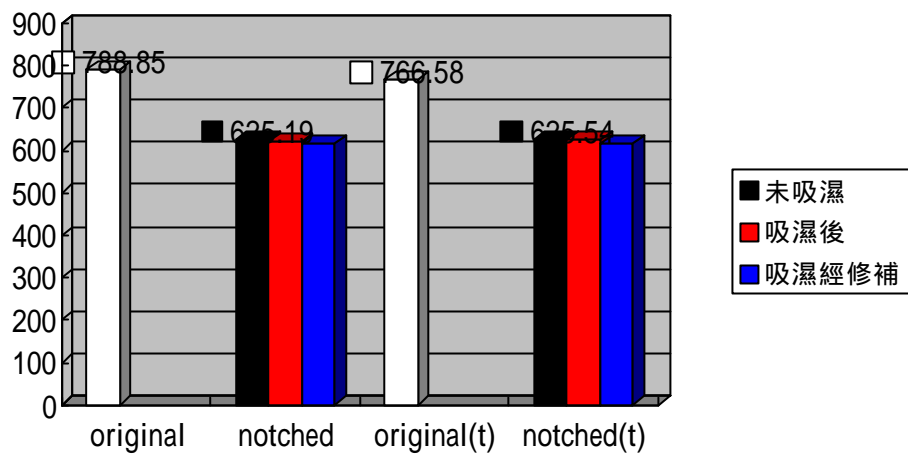


吸濕前

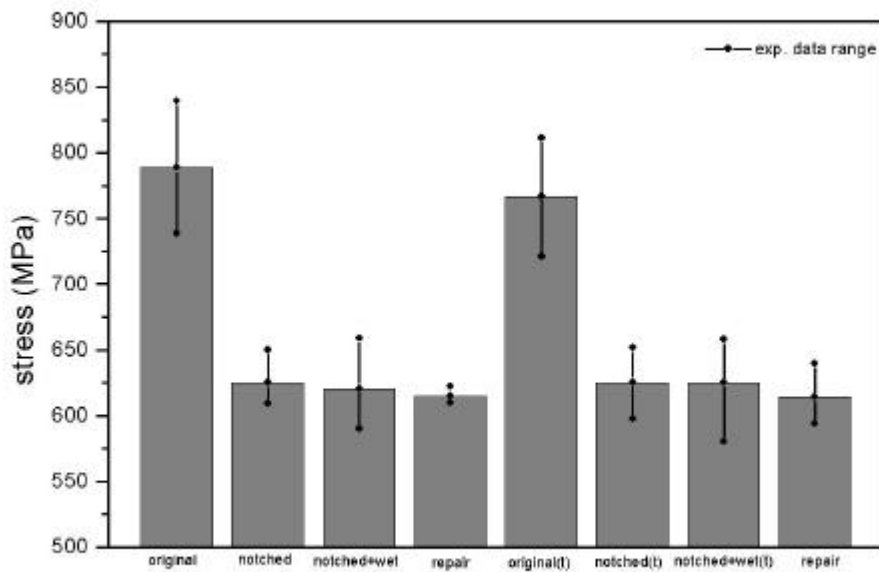
吸濕後

修補後

圖 4.6 具圓孔試片修補前後之超音波 C-Scan 掃瞄情形



(a) 靜態強度比較圖



(b) 試驗數據散佈圖

圖 4.7 (a)八種不同情形之靜態強度比較圖與(b)試驗數據散佈圖

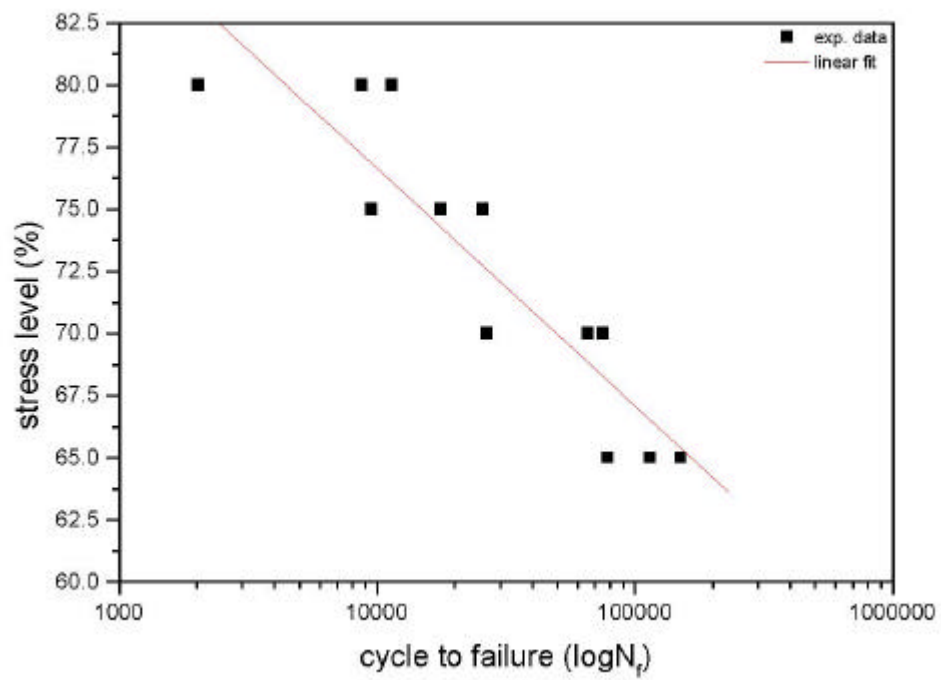
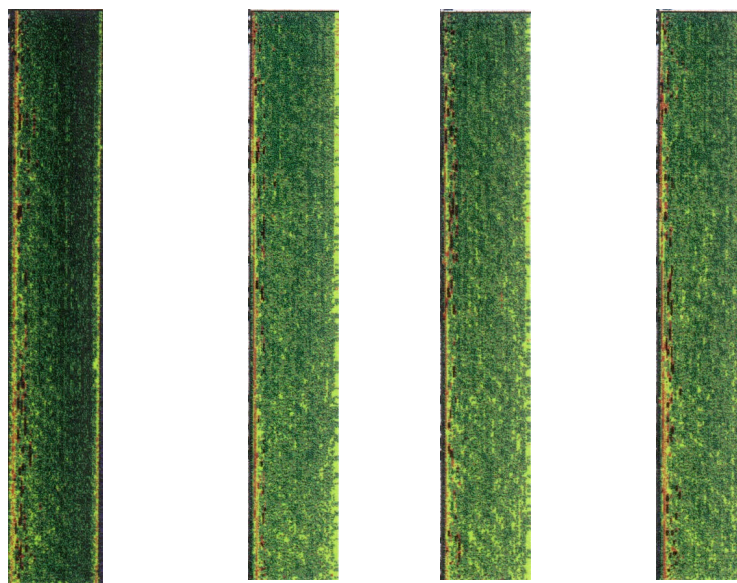


圖 4.8 原始試片之軸向拉伸疲勞壽命曲線圖



原始試片 500 cycle 1000 cycle 1500 cycle

圖 4.9 原始試片在 80% UTS 負載經不同週次後之損傷發展情形



原始試片

10000 cycle

40000 cycle

60000 cycle

圖 4.10 原始試片在 65%UTS 負載經不同週次後之損傷發展情形

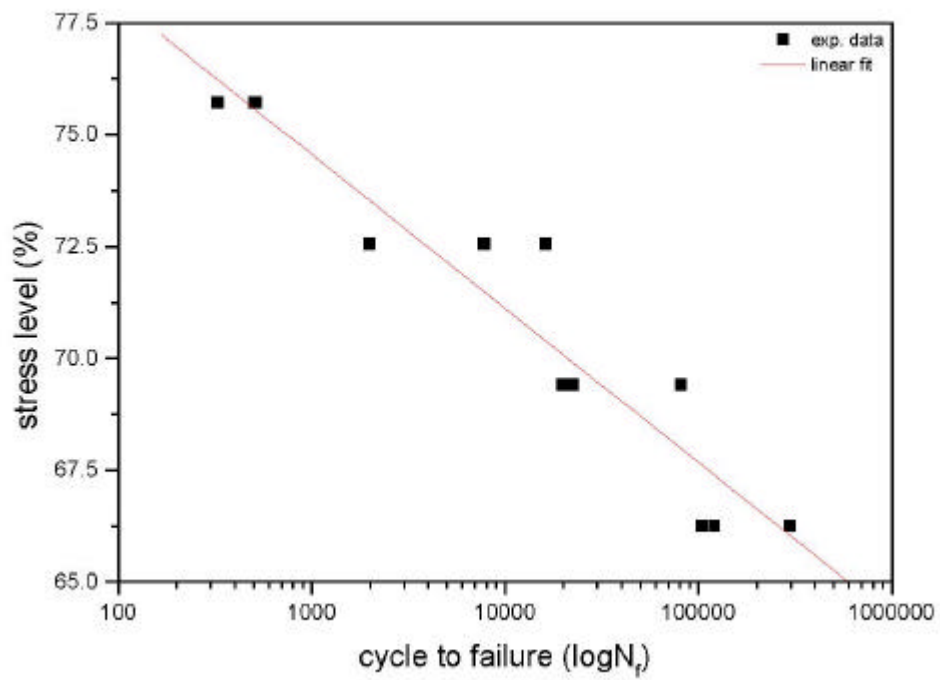


圖 4.11 具圓孔試片之疲勞壽命曲線圖

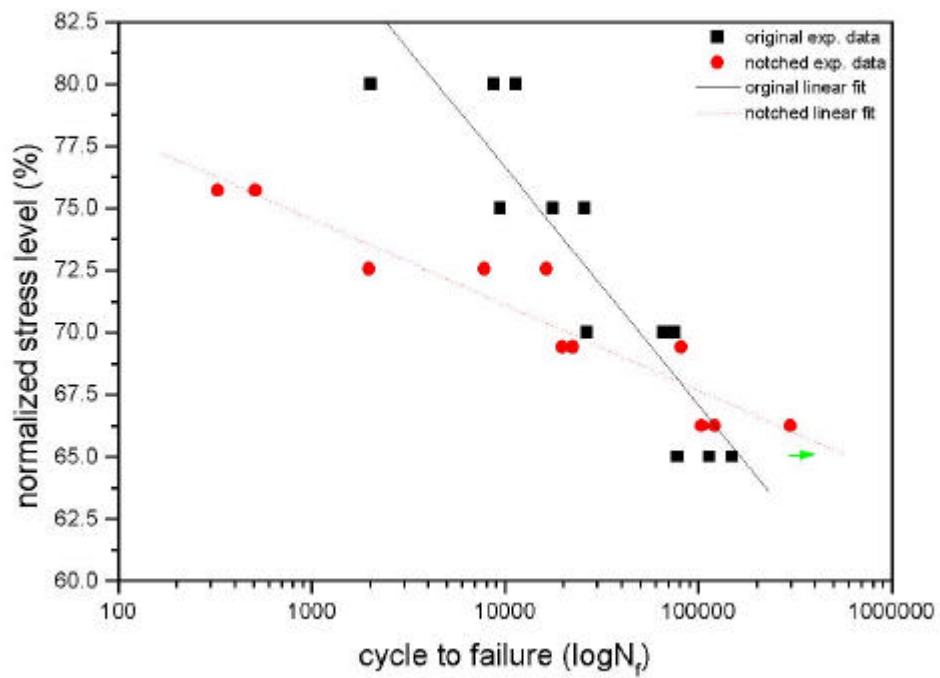


圖 4.12 原始與具圓孔試片之疲勞壽命曲線比較圖(normalized)

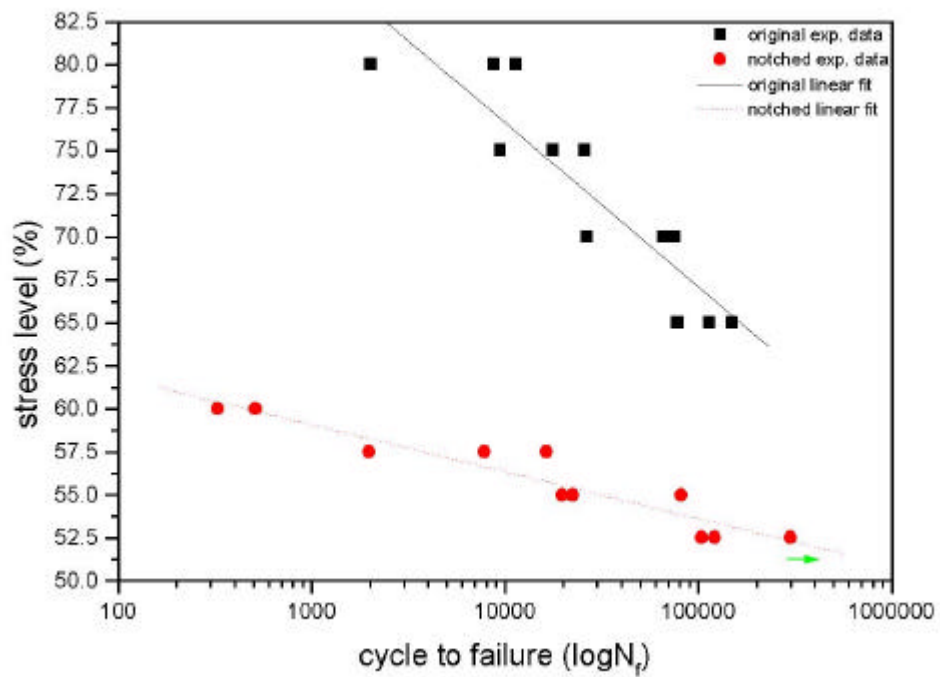
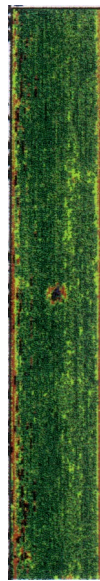
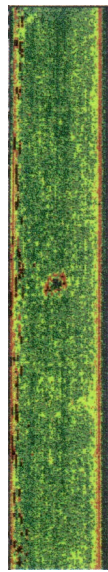


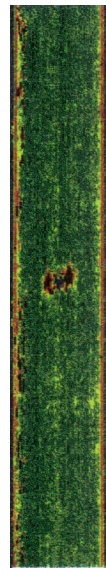
圖 4.13 原始與具圓孔試片之疲勞壽命曲線比較圖



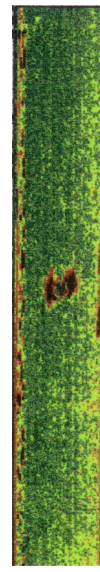
具圓孔試片



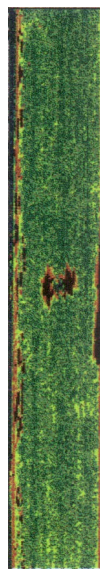
5000 cycle



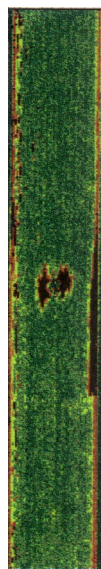
30000 cycle



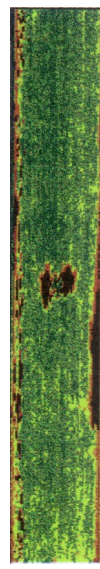
110000 cycle



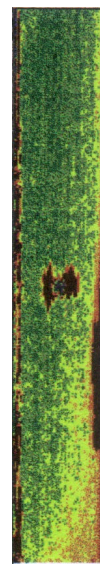
150000 cycle



200000 cycle



250000 cycle



300000 cycle

圖 4.14 具圓孔試片在 66.24%UTS 負載經不同週次後之損傷發展情形

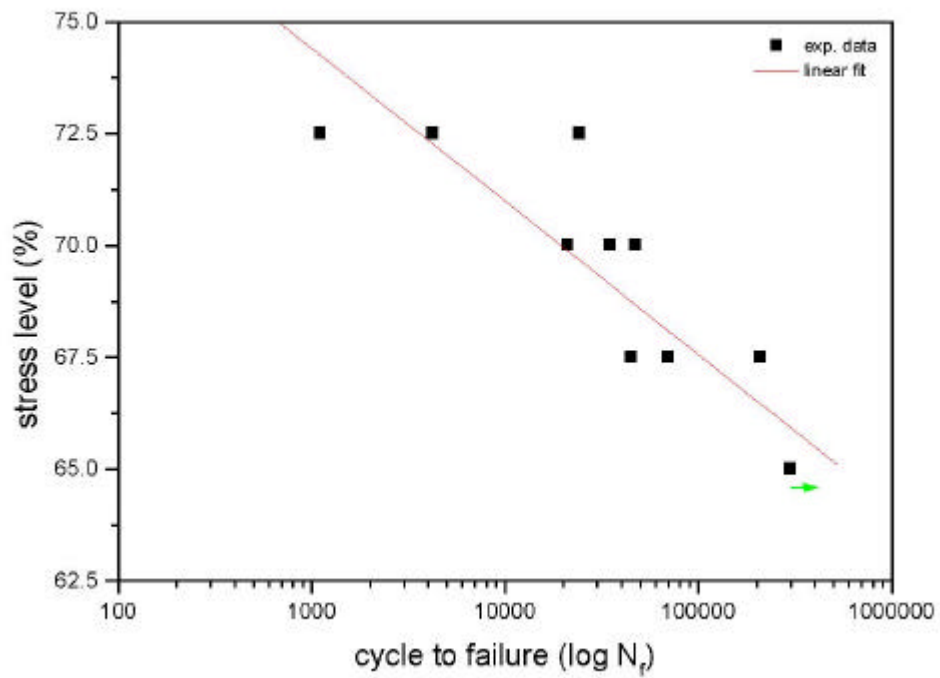


圖 4.15 具圓孔試片吸濕後之疲勞壽命曲線圖

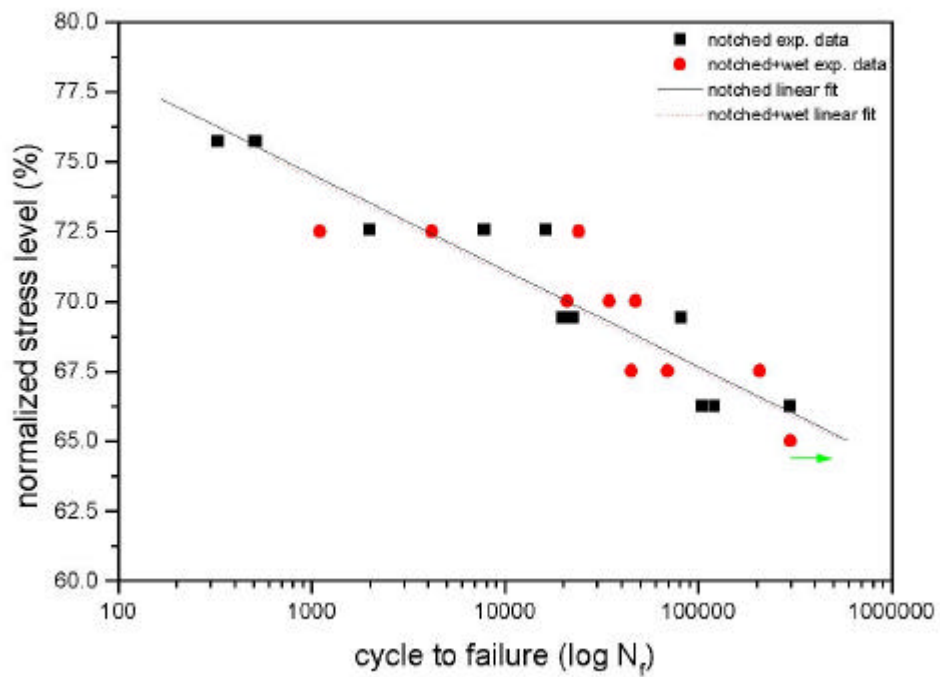


圖 4.16 具圓孔試片吸濕前後之疲勞壽命曲線比較圖(normalized)

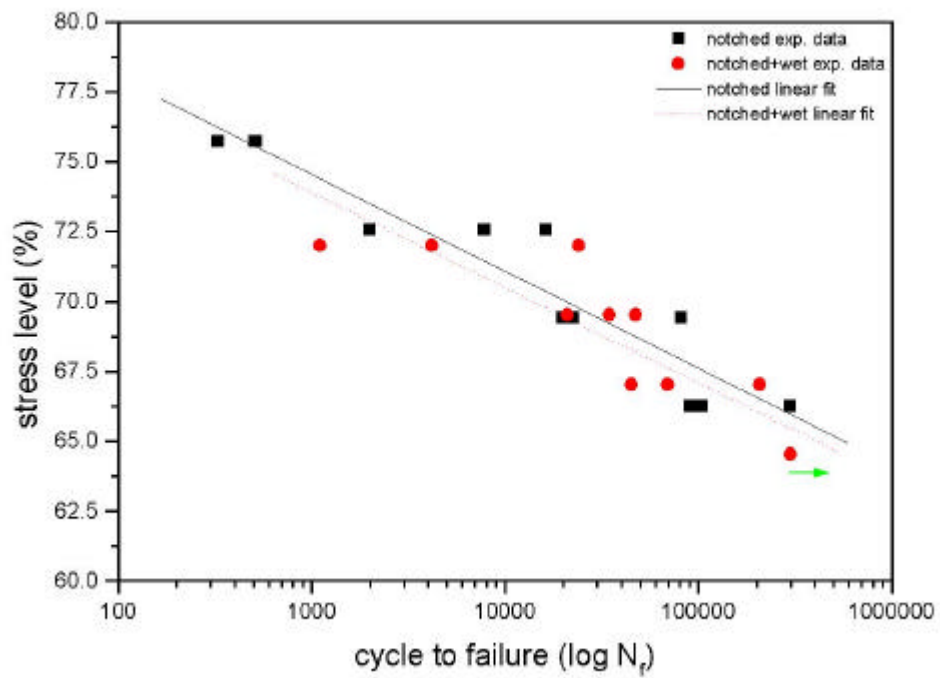


圖 4.17 具圓孔試片吸濕前後之疲勞壽命曲線比較圖

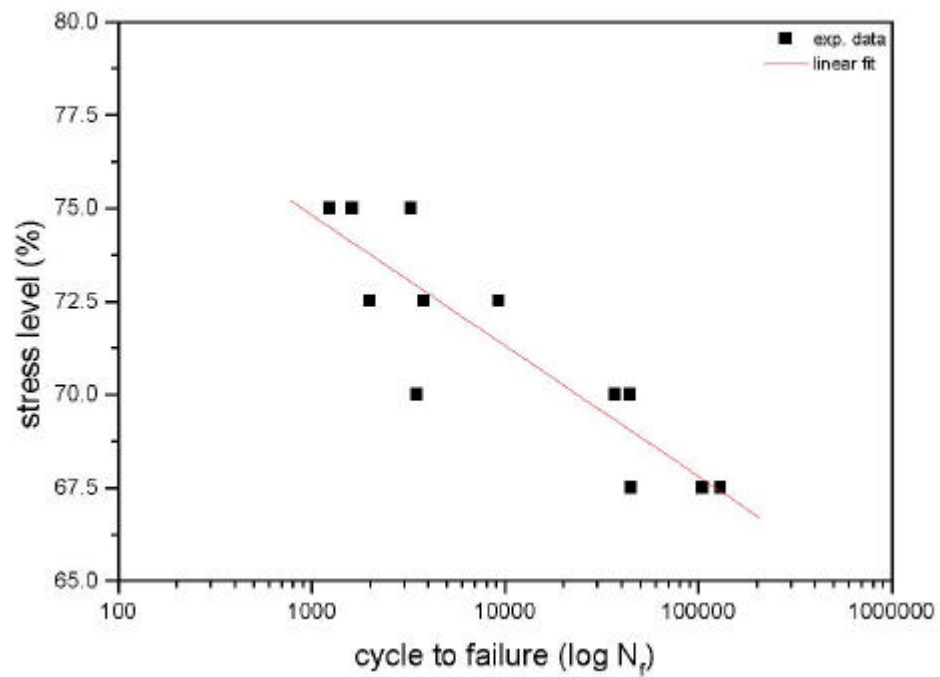


圖 4.18 具圓孔試片吸濕經修補後之疲勞壽命曲線圖

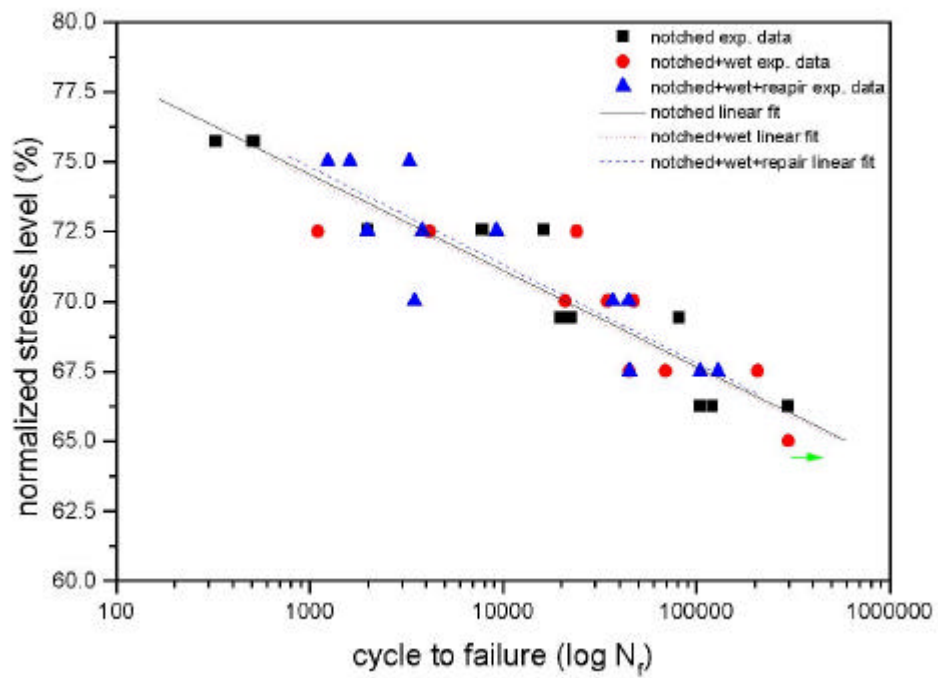


圖 4.19 具圓孔試片、吸濕、吸濕經修補之疲勞壽命曲線比較圖 (normalized)

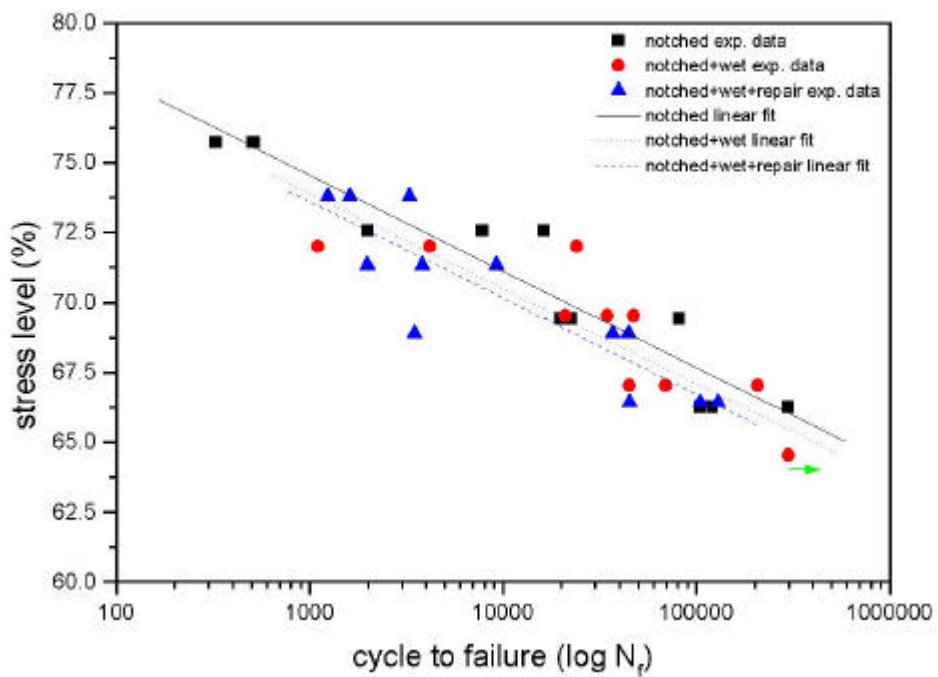


圖 4.20 具圓孔試片、吸濕、吸濕經修補之疲勞壽命曲線比較圖

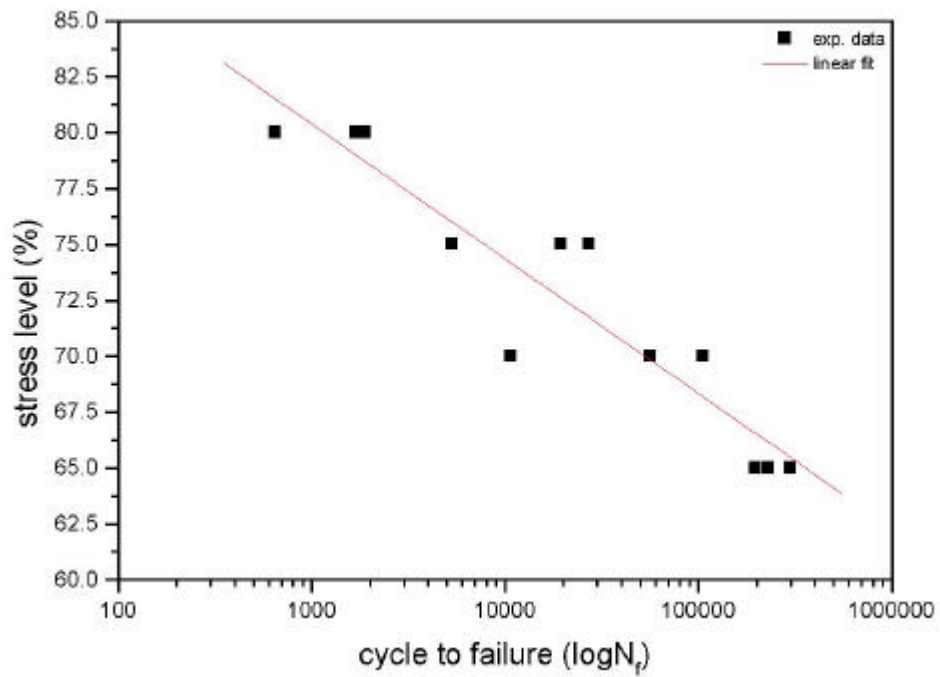


圖 4.21 原始試片之預扭軸向拉伸疲勞壽命曲線圖

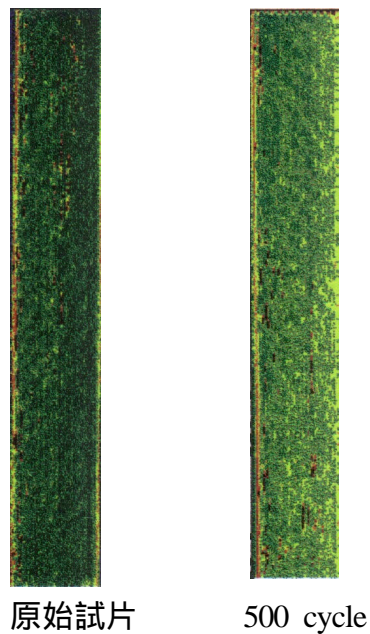


圖 4.22 原始試片受預扭影響在 80%UTS 負載經不同週次後之損傷發展情形

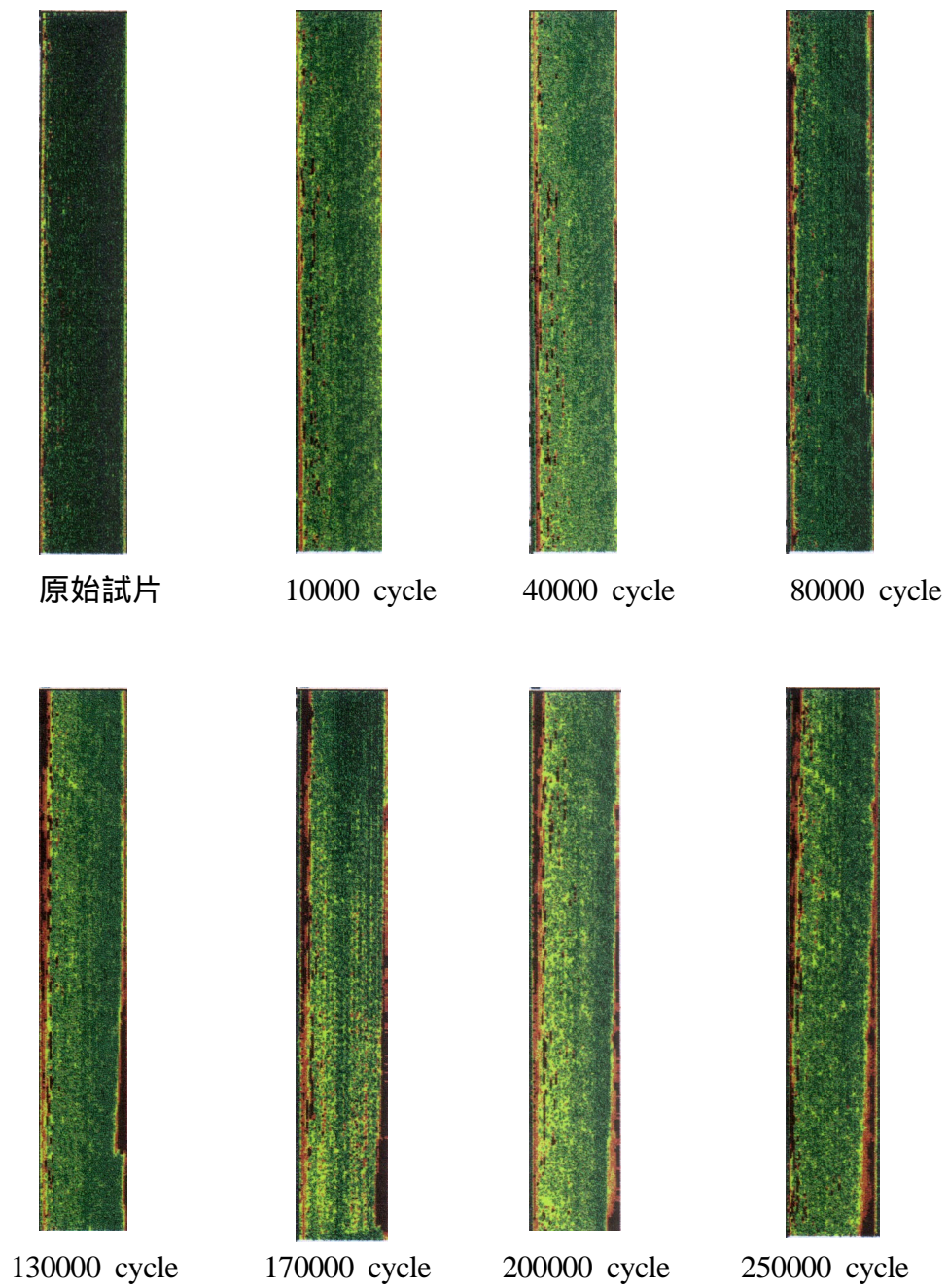


圖 4.23 原始試片受預扭影響在 65%UTS 負載經不同週次後之損傷發展情形

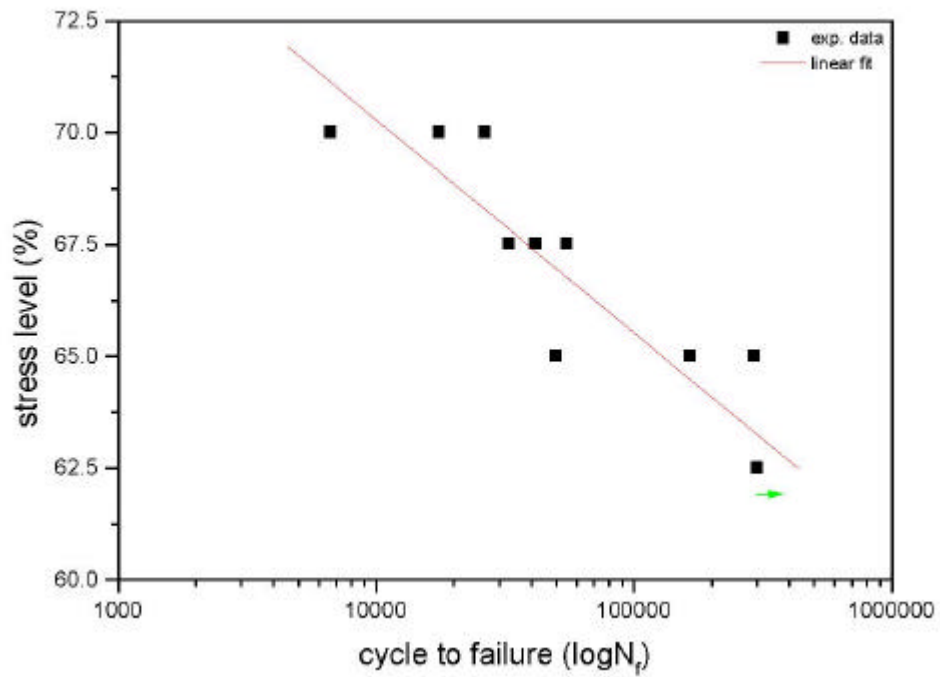


圖 4.24 具圓孔試片之預扭軸向拉伸疲勞壽命曲線圖

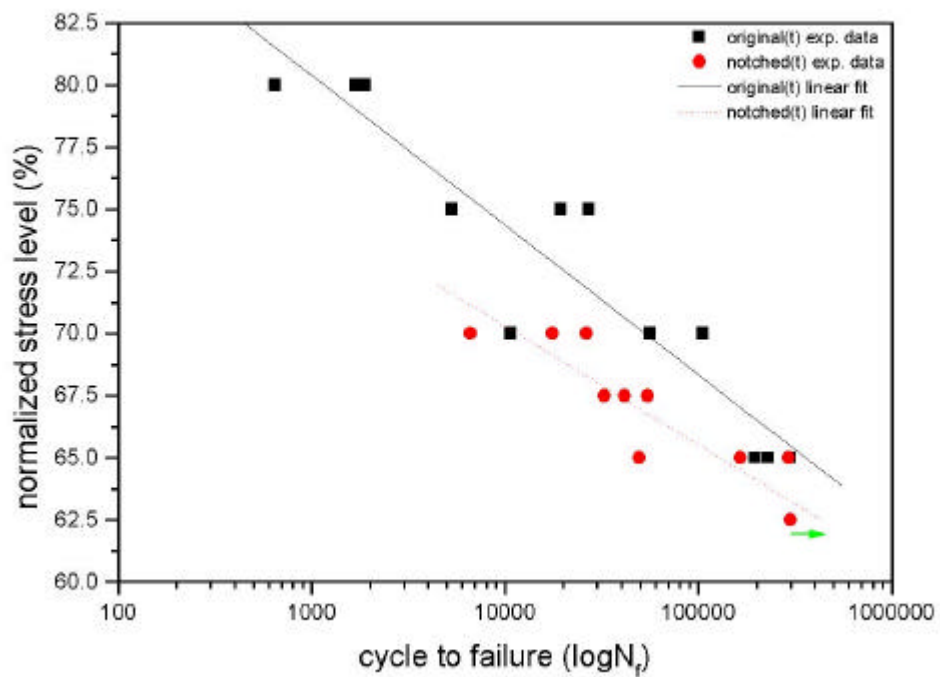


圖 4.25 原始與具圓孔試片之預扭軸向拉伸疲勞壽命比較圖 (normalized)

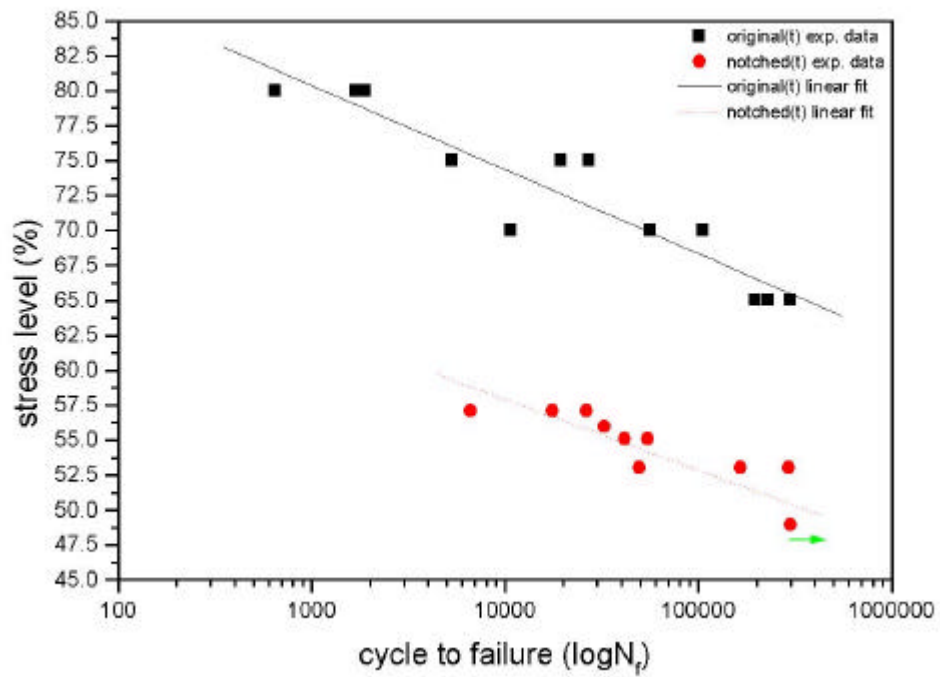


圖 4.26 原始與具圓孔試片之預扭軸向拉伸疲勞壽命比較圖

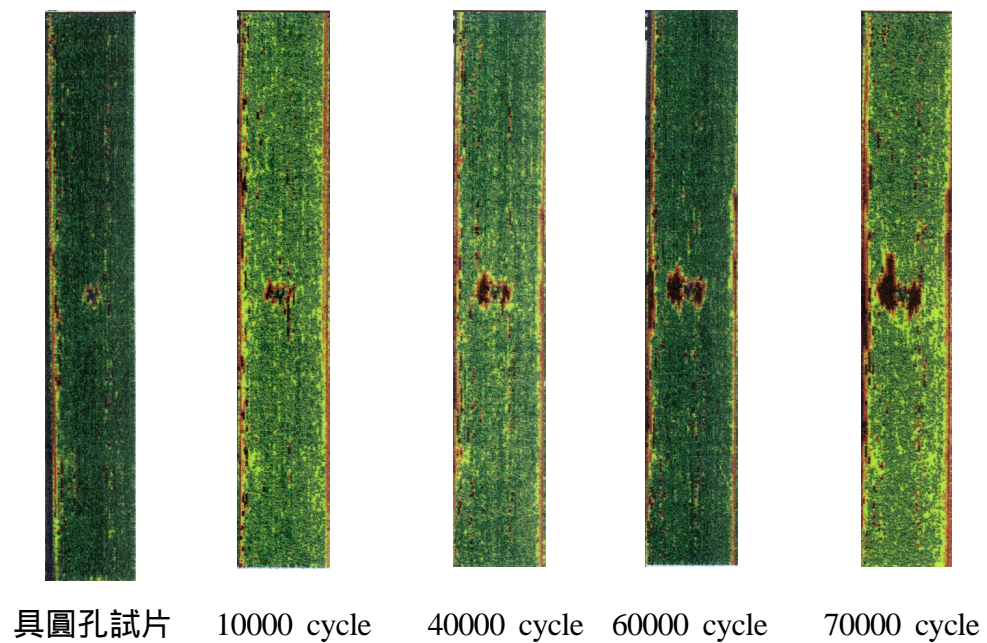


圖 4.27 具圓孔試片受預扭影響在 62.5%UTS 負載經不同週次後之損傷發展情形

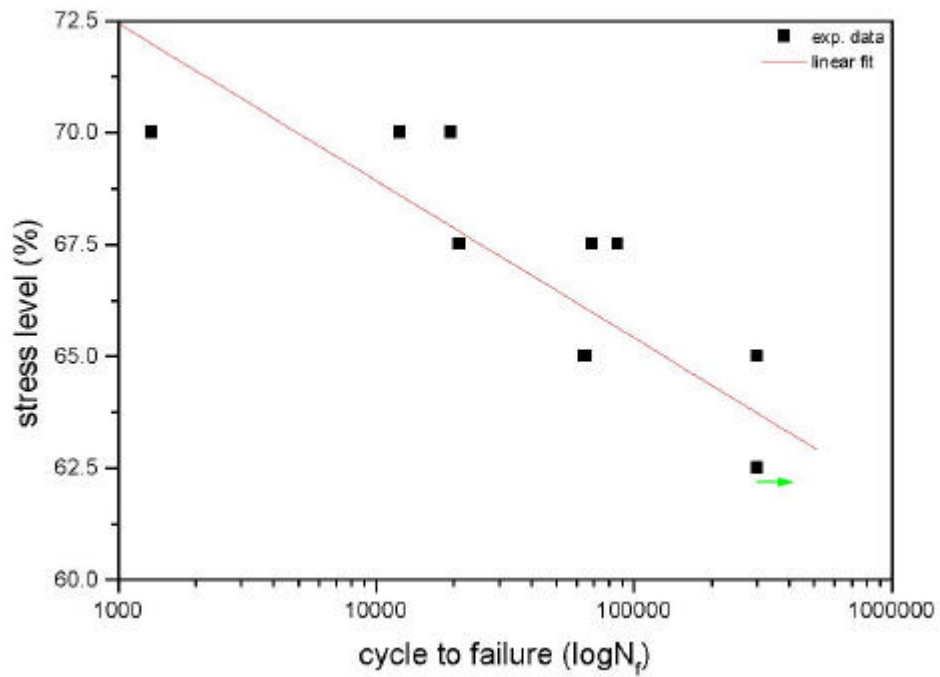


圖 4.28 具圓孔經吸濕試片之預扭軸向拉伸疲勞壽命曲線圖

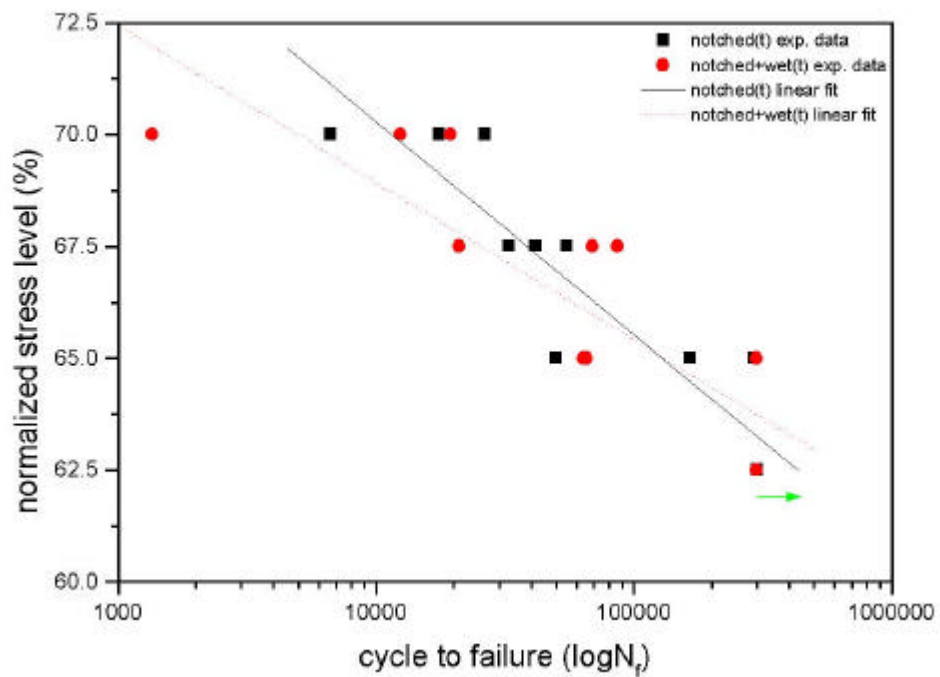


圖 4.29 具圓孔試片吸濕前後之預扭軸向拉伸疲勞壽命比較圖 (normalized)

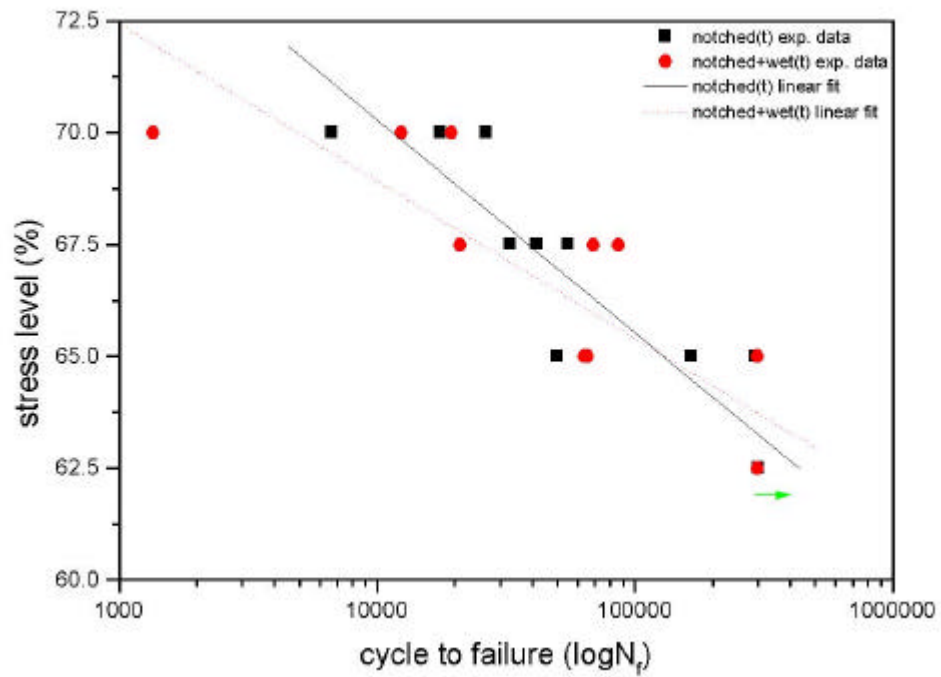


圖 4.30 具圓孔試片吸濕前後之預扭軸向拉伸疲勞壽命比較圖

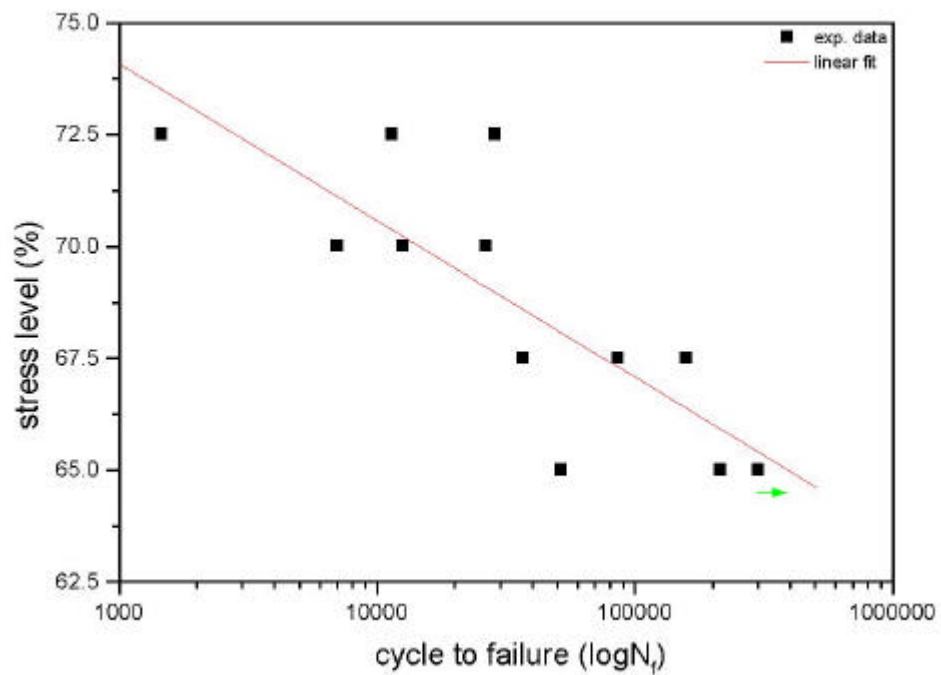


圖 4.31 具圓孔試片吸濕經修補後之預扭軸向拉伸疲勞壽命曲線圖

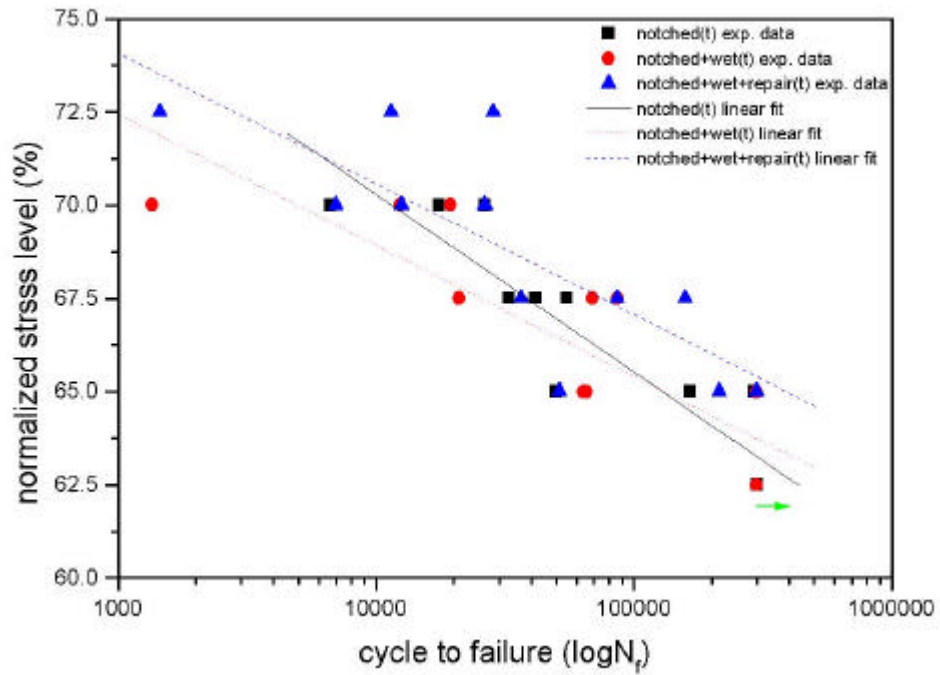


圖 4.32 具圓孔試片、吸濕、吸濕經修補之預扭軸向拉伸疲勞壽命曲線比較圖(normalized)

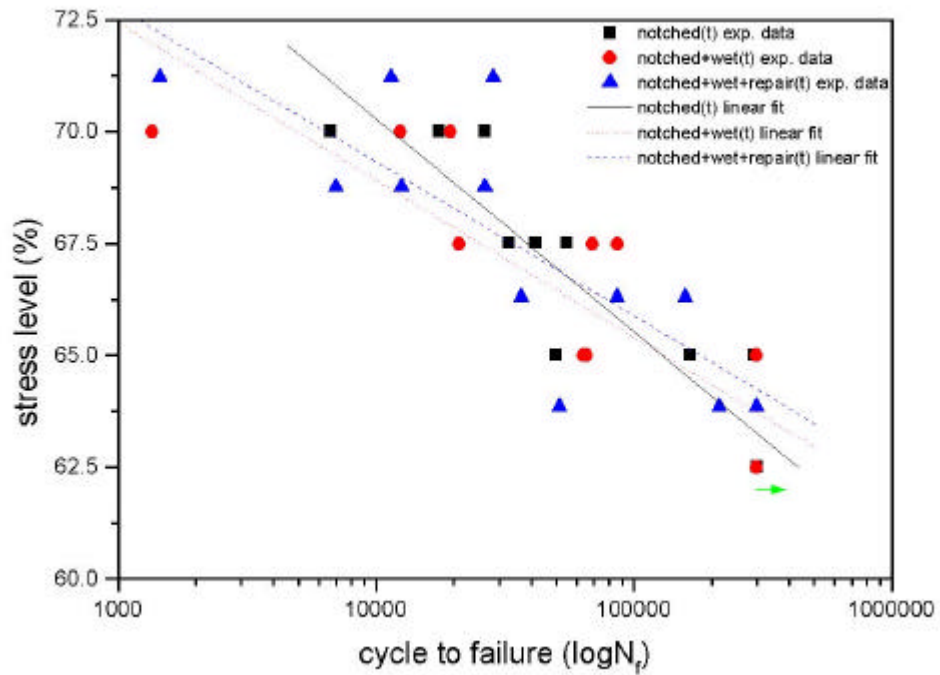


圖 4.33 具圓孔試片、吸濕、吸濕經修補之預扭軸向拉伸疲勞壽命曲線比較圖

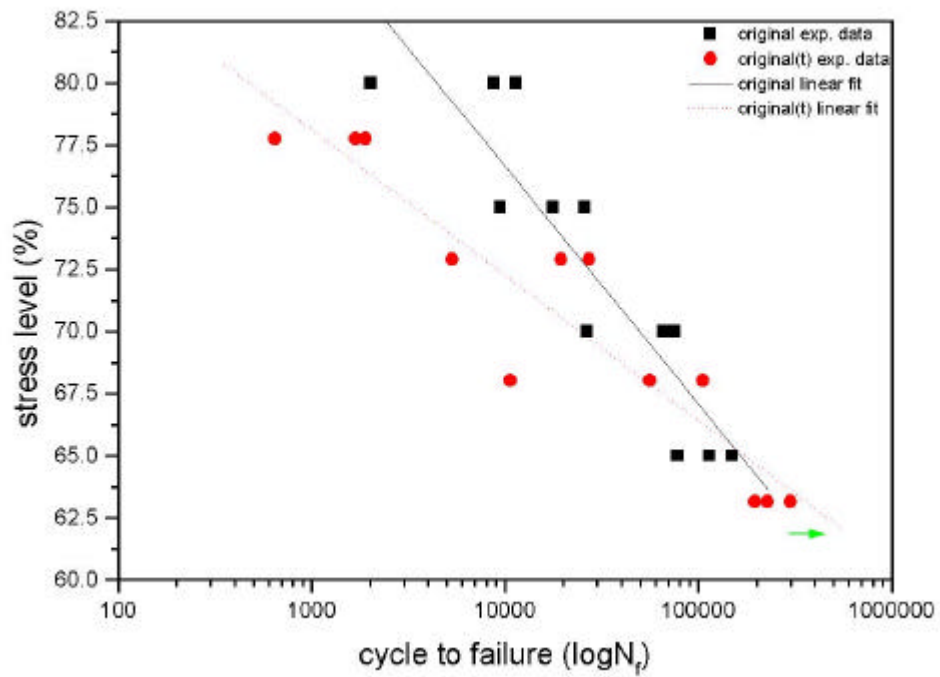


圖 4.34 原始試片軸向與預扭軸向拉伸之疲勞壽命比較圖

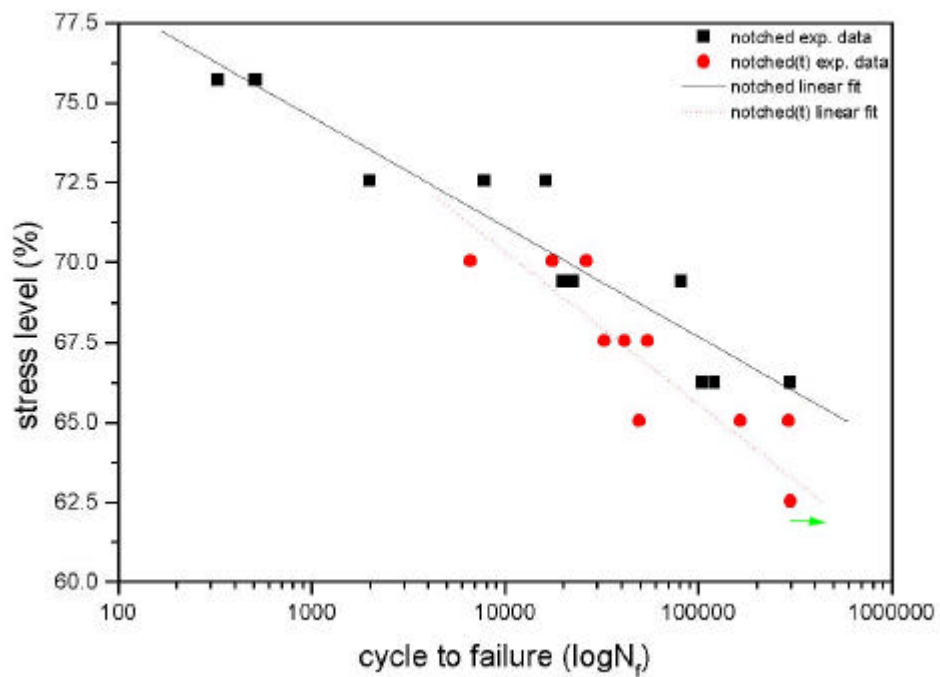


圖 4.35 具圓孔試片軸向與預扭軸向拉伸之疲勞壽命比較圖

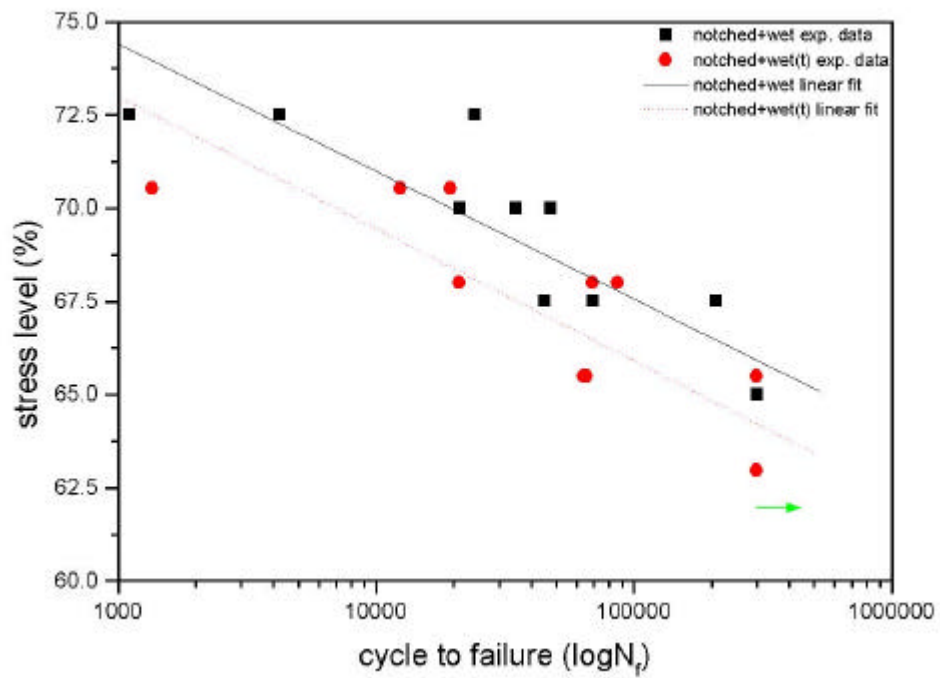


圖 4.36 具圓孔經吸濕試片軸向與預扭軸向拉伸之疲勞壽命比較圖

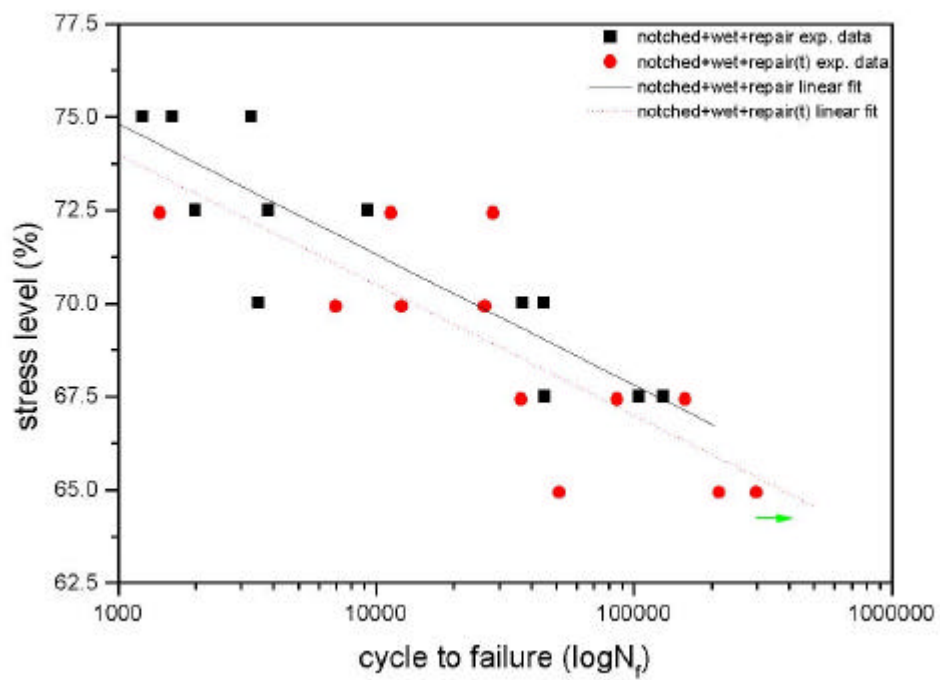


圖 4.37 具圓孔經吸濕後修補試片軸向與預扭軸向拉伸之疲勞壽命比較圖