

# 一、前言與研究動機

一般而言，根據複合材料所使用基材的不同，可區分為熱固性與熱塑性複合材料；其中，熱塑性複合材料由於具有較低製造成本、較高破裂韌度與破壞容忍度、耐衝撞性、環境抵抗力佳，以及可修補與兼具環保可回收再利用等優點，而使其逐漸取代熱固性複合材料並受到工業界的重視。

近年來，因為纖維強化高分子複合材料具高比強度比勁度之優點，故其廣泛地被應用在運動器材、航太、汽車等方面，特別是對航太工業而言，不但強調低重量與高比強度，更因為航空器所處的工作環境多變，尤其是溫度與濕度方面，更是主要的影響複合材料的機械特性的重要因素；同時，複合材料是由兩種及其以上不同特性的材料所組成，再加上其本身所具有的非均向性的性質，故複合材料的分析遠比一般的金屬複雜。

由於纖維強化高分子複合材料的壓應力強度較拉應力強度為低，所以壓應力強度在纖維強化高分子複合材料的設計製造上，為一個相當重要的考量因素；而在機械系統的操作過程中，機械元件必須經常承受週期性負載，經常造成無法預期的疲勞破壞；另一方面，再加上工作環境溫度與濕度的影響，將會導致運作中機械元件的複合材

料之特性產生變化，勢必會造成其壓應力強度的改變，因而影響元件的壓力強度及疲勞壽命。

本篇論文的研究目的為針對碳纖維強化聚醚醚酮（Graphite/Polyetheretherketone, Gr/PEEK）熱塑性複合材料在溫度及濕度環境效應下，承受不同週期數之週期性拉伸 - 壓縮負載後，研究其對殘餘壓應力強度及疲勞強度之影響，並與熱壓修補後結果作一比較，以作為日後對 Gr/PEEK 複合材料修補的參考。

## 二、文獻回顧

### 2-1 Gr/PEEK 熱塑性複合材料簡介

聚醚醚酮 (Polyether Ether Ketone, PEEK), 其熔點 334 , 玻璃轉換溫度 ( $T_g$ ) 為 145 , 是一種半結晶之高性能熱塑性樹脂 [1]。

PEEK 與早期複合材料所使用的 epoxy 相比較, 提供了較好的疲勞破壞起始與成長方面的抗力, 使得複合材料之疲勞特性比使用脆性熱固型作為基材的複合材料得到進一步的提升。此外, 熱塑性複合材料有較大的損傷容忍度、低溼度吸收率、製程時間短、較低成本製造技術以及易修補等優點 [2-4], 更加突顯了以 PEEK 作為基材的優點。

1996 年 Vure 及 Kriz [5] 探討了在不同冷卻速率下對具缺陷之擬均向性 AS-4/PEEK 積層板的影響: 發現當冷卻速率愈快, 材料基材的纖維 - 基材鍵結與延性均較佳, 成核的數目也較多, 可以得到較高的強度, 因此在 PEEK 的製作過程中, 採用冷壓方式來增加冷卻速率, 達到增加 Gr/PEEK 複合材料的破壞強度 (fracture toughness) 的目的 [6, 7]。

### 2-2 高分子材料的疲勞性質

疲勞名詞的出現, 是指當材料週期性應力或應變作用下而產生漸

進式破壞的現象。1852-1870 年間，德國工程師 August Wöhler [8]對火車軸作一系列有系統的疲勞破壞實驗，以疲勞特性曲線及疲勞極限（fatigue limit）的觀念描述疲勞的特性，並認為應力範圍（stress range）是影響疲勞極限的主因。近年來，由於機械設計時複合材料的使用漸受重視，故與複合材料疲勞性質的相關研究也隨之增加。

### 2-2.1 疲勞破壞型態

在早期與疲勞相關的研究，大部份均針對金屬元件而言；而複合材料則因為並非單一物質所構成，亦不像金屬具有均向性，故其疲勞破壞型態較金屬複雜。Reifsnider 等人認為複合材料的疲勞破壞可分為五個階段[9, 10]，如圖 2- 1 所示，其破壞過程簡述如下：

- (1) 基材裂縫形成：基材因疲勞負載的增加，而在最弱處產生主要裂縫（primary crack），進而衍生出多重裂縫（multiple crack），並且開始成長；當裂縫成長到達飽合狀態時，稱之為特性損傷狀態（characteristic damage state，CDS），為基材裂縫形成階段與裂縫耦合階段的過渡期。
- (2) 裂縫耦合：由於之前主要裂縫的出現，造成材料局部應力集中的情形，進而產生次要裂縫（secondary crack）並且耦合，導致介面處的脫鍵（debonding）。
- (3) 脫層現象：由於脫鍵之間的相互連接，使得材料內部的疊層之間

發生脫層，使得層與層之間的分離。

- (4) 纖維斷裂：基材分擔應力的能力因脫層現象的產生而降低，釋出的部分則轉移到纖維承受，造成纖維的斷裂，故在這個階段所有複材的破壞模式快速進行。
- (5) 材料破壞：由於纖維是複合材料大部份強度的來源，因此，在纖維大量斷裂後，複合材料便宣告破壞。

## 2-2.2 疲勞測試中應力與破壞週次的關係

複合材料的疲勞壽命（或稱破壞週次），與應力等級（所受應力與最大應力的比值）有相當直接的關係；一般而言，當應力等級降低時，材料的疲勞壽命較大。

對單向高分子複合材料而言，其應力（S）- 週次（N）圖形通常可分為三個部份： [9] （圖 2- 2）

- (1) 介面脫鍵或纖維斷裂：在 S-N 圖中為一水平散佈帶，屬非漸進式（non-progressive）的破壞；亦即在強度不隨疲勞而降低的假設下，疲勞過程中的損壞區（damage zone）不存在。
- (2) 承受的負荷小於基材疲勞極限：即為當材料所承受的負荷較之純粹基材承受疲勞作用下裂縫不成長或裂縫在  $10^6$  週次後才開始成長。
- (3) 基材裂縫或介面剪力破壞：為一傾斜的散佈帶，屬漸進式

( progressive ) 破壞。

### 2-2.3 拉伸 - 壓縮之疲勞特性

疲勞負載的形式諸如拉伸 - 拉伸 ( tension- tension )、拉伸 - 零 ( tension- zero )、零 - 壓縮 ( zero- compression )、壓縮 - 壓縮 ( compression- compression ) 以及拉伸 - 壓縮 ( tension- compression ) 疲勞等。一般複材結構所受的疲勞負載大多為拉伸 - 拉伸疲勞負載，故這種形式的負載在機械元件的設計上相當重要，但複材承受壓應力時較拉伸應力容易產生脫層，降低材料之強度，故含有壓應力之疲勞行為亦為設計上另一項相當重要之參考。

Highsmith 等人 [10]對不同的疲勞負載形式進行疲勞裂縫的研究，認為因拉伸 - 壓縮疲勞所造成的裂縫成長情形為：裂縫在拉伸時形成，而在壓縮時成長。

吳許合 [11]在其以應力比為-0.1 對 APC-2 作拉伸 - 壓縮疲勞實驗中，發現在這種負載之下，其破壞模式取決於疊層間的層間強度，且其疲勞極限較拉伸 - 拉伸疲勞為低；林基正 [12]在不同應力等級的情況下對 Gr/PEEK 積層板進行實驗，觀察其破壞破式後發覺，在高應力等級下主要是因為纖維斷裂，而低應力等級下則為基材損傷與脫層等漸進式破壞所造成。

### 2-2.4 複合材料承受疲勞後之殘餘機械性質

在受疲勞之後，由於複合材料本身遭到破壞，所以強度與勁度都會降低 [14-16]。而熱塑性基材 PEEK 因具有較高的韌性，限制了裂縫的延伸，故施加疲勞負載後，勁度與強度的降低均比熱固性基材緩慢。 [17]

Jen 和 Hsu [14]根據其實驗結果，發現彈性模數  $E$  隨週次之增加而衰退，並以下列方程式描述具中間缺口的擬均向性 Gr/Epoxy 積層板計算彈性模數  $E$  的衰退：

$$\log \frac{\Delta E}{E_0} = \log \frac{\Delta E_i}{E_0} + c(\log N - \log N_i) \quad (2-1)$$

式中  $N_i$ ：彈性模數快減的週次數

$\Delta E_i$ ： $N_i$  週次時的彈性模數減量

$E_0$ ：初始彈性模數

$c$ ：常數，可由實驗求得

## 2-3 濕度對材料的影響

通常在考慮濕度對複合材料的影響時，大部份採用複合材料含水汽重量比作為變數。

### 2-3.1 濕氣吸收模型

一般在研究高分子基的複合材料時，常使用 Fick's law：[18]

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

$$C(z, 0) = C_0 \quad z \in (-L/2, L/2) \quad (2-3)$$

$$C(-L/2, t) = C(L/2, t) = C_\infty \quad t > 0 \quad (2-4)$$

式中  $C$ ：濕氣濃度                       $L$ ：平板厚度

$C_0$  及  $C_\infty$  分別是  $t=0$  和  $t=\infty$  時的濕氣濃度

經計算後得到溼氣含量  $M(t)$ ：

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

$$\text{式中 } M_0 = LC_0, \quad M_\infty = LC_\infty \quad (2-6)$$

### 2-3.2 濕氣對機械性質的影響

1987 年 Morton 等人 [19] 對具缺口之碳纖維複合材料在不同環境下其疲勞損害的影響，發現當濕氣致使基材軟化時，在沒有纖維斷裂的情況下，拉伸殘餘應力的強度會較高。

1997 年 Selzer 和 Friedrich [20] 探討濕氣對複合材料的影響，發現對以 epoxy 樹脂為基材的複合材料，會因濕氣的吸收而使得由基材或



介面主導的材料性質降低，但是並不影響由纖維主導的材料性質。而洪尊鵬 [21]則對在不同濕度下之 CFRP 作疲勞壽命的實驗，則認為在中等（60%）濕度下，材料的疲勞壽命會濕氣造成殘餘應力鬆弛以及基材塑性化，因此有較高的疲勞壽命；而在高濕度（90%）環境下材料的疲勞壽命，則是因為濕氣過多而造成過度膨脹，而使得基材劣化，所以疲勞壽命較低。

1990 年 Kellas 等人 [22]針對無缺口試片的拉伸強度作研究，發現拉伸強度在濕氣含量增加時會有先升後降的現象發生。原因可能由於殘餘應力鬆弛以及基材塑性化，造成強度增加；之後則可能是因為大量濕氣造成複合材料的膨脹而形成基材的裂縫，因而導致了基材的劣化。這點與洪尊鵬的結論相同。

一般而言，濕氣在微觀方面對複合材料的影響包括：

1. 濕氣含量增加會造成基材的塑性化 [22, 24]。
2. 濕氣會導致膨脹而降低熱殘留應力 [26]。
3. 環氧樹脂中的濕氣含量增加使導致玻璃轉換溫度 $T_g$ 降低 [23, 26]。
4. 濕氣會降低層與層之間的剪強度 [23, 27]。

## 2-4 溫度對材料性質的影響

目前不論是商用機或是軍事用飛行器，均以數倍音速飛行，其因摩擦空氣而產生的高溫對機體的機械性質的影響是在所難免的。一般高分子樹脂材料的機械性質都與溫度和時間有關，溫度在玻璃轉換溫度（glass-transition temperature,  $T_g$ ）附近時，會出現黏彈性行為（visco-elastic behavior），尤以溫度接近或超過  $T_g$  時更為明顯；故在以高分子樹脂作為基材的複合材料中，其機械性質也就因溫度的差異而有所不同 [27]。

1995 年，Yasushi 等人[28]在不同溫度下研究軸向 CFRPS 的疲勞性質，認為當溫度低於玻璃轉換溫度時，基材脆性行為較顯著，材料因微裂縫的傳遞而造成疲勞破壞；而在溫度接近玻璃轉換溫度的情況下，因黏彈行為的出現，使得基材性質偏向韌性，此時的破壞是微裂縫藉著基材與纖維的脫鍵成長，稱為潛變破壞。1997 年 Dimitrienko [29, 30]研究 glass/epoxy 複合材料在不同溫度下的熱力學行為，發現在高溫時，側向應力（transverse stress）會導致複合材料的脫鍵（debonding），而降低材料的穩定性；另一方面，他也歸納了高溫情況下複合材料主要的現象（圖 2-3）。而李宗勳 [32]也提出了在施加溫度效應之後，會使材料中的應力集中現象更為明顯，而加速材料性質的衰減。

## 2-5 材料在壓縮應力作用下的行為

由於複合材料的壓縮強度一般而言均比拉伸強度來得小，因此在機械結構的設計上，壓縮強度往往是個很重要的考慮因素 [33]。

近年來亦有許多學者對複合材料的壓縮應力強度作研究，並提出許多論點；1995 年 Eduljee 等人 [33]認為纖維的彎曲是複合材料受壓縮應力作用下所發生的主要破壞模式，並提出初始幾何缺陷、基材的降伏應力，以及纖維壓縮強度是影響其破壞模式的主要參數；另一方面，經由實驗，還觀察到材料的應力 - 應變曲線呈現非線性彈性行為，而其楊氏模數連續遞減。1999 年，Narayanan 和 Schadler [35]更進一步用 MRS ( Micro-Raman Spectroscopy ) 觀測複合材料中纖維扭曲行為的過程，由此可知，壓縮應力強度在複合材料在應用設計方面實為一項重要考慮因素。

## 三、實驗內容與流程

### 3-1 使用儀器

本論文所使用的儀器計有 Instron-8820 型萬能試驗機、熱壓機、C-scan 超音波掃描機 恆溫恆濕箱以及鑽石切割機等,分別說明如下:

#### 3-1.1 Instron-8820 型軸向液壓伺服動態試驗系統：

本試驗系統為國立嘉義大學生物機電系所有，包含控制系統(control system)、負載架(load frame assembly)、液壓伺服致動器(servo-hydraulic actuator)、液壓動力供應器(hydraulic power supply)、及冷卻系統(cooling system)。為主要用於靜態實驗及動態疲勞實驗之材料試驗機，為美國 Instron 公司所生產製造。本系統之主要功能與工作範圍概述如下：

- (1) 負載範圍：軸向負載： $\pm 200\text{kN}$
- (2) 行程範圍：軸向行程： $\pm 50\text{mm}$
- (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)
- (4) 頻率選擇器：可選擇  $0.001\text{Hz}\sim 1000\text{Hz}$  之頻率，另有計數器、比較器、讀出裝置等週邊輔助設備。

#### 3-1.2 實驗控制系統及資料記錄軟體：

本實驗利用 Instron 套裝軟體(Fast Track 8800 Materials Test Control System 及 Max), 將 Instron-8820 運作過程中的負載、位移、週次數等訊號以數值的型態儲存成 Excel 檔案, 再將所得到的數據換算成所需之應力、應變與勁度等相關資料。並以圖形的方式在電腦螢幕上顯示所有相關訊息, 使實驗過程更加清楚且更易於掌握。

### 3-1.3 熱壓機：

本文實驗試片的製作以及修補, 使用本校材料中心複合材料實驗室所有之熱壓機, 包括熱壓機台、冷卻機台及電氣控制箱等, 壓合部份有手動操作及自動操作兩種操作模式, 為佳新工業股份有限公司製造。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相關參數輸入電氣控制箱的可程式控制器(programmable controller)內, 並藉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。

### 3-1.4 C-scan 超音波系統：

本實驗中的試片檢驗部份, 使用國立清華大學材料中心複合材料實驗室的 AIT-5112 型 C-scan 超音波檢測系統, 有脈衝回收法(pulse echo)與穿透法(through transmission)兩種檢測模式。在本實驗中採用穿透法檢測試片內部的完整度。穿透檢測法是以水當作傳導介質, 由脈衝產生器發射一定頻率的脈衝波至掃描器的發射探頭以進行掃描, 再由接收探頭收集訊號; 藉由各種顏色所對應的超音波穿透率,

以瞭解複合材料試片的完整度及缺陷的大小和位置。

### 3-1.5 鑽石切割機：

國立清華大學材料中心複合材料實驗室所有，型號 PSGS-2550H 之鑽石切割機，用以切割複合材料板。

### 3-1.6 Instron-4468 型材料試驗機

亦為國立清華大學材料中心複合材料實驗室財產，提供材料的拉伸、壓縮以及彎曲等測試方法，藉由套裝軟體可設定試片參數以及夾頭移動速率，在本實驗過程中，擬靜態拉伸實驗之夾頭移動速率為 2mm/min，擬靜態壓縮實驗則為 4mm/min。

## 3-2 實驗材料

1. 預浸材：APC-2A AS4/PEEK，為美國 CYCTEC 公司所出產。
2. 接著劑：使用日本東京測器研究所製造之 CN 膠，用以膠合夾持片與試片。
3. 脫模劑：中溫專用噴霧式 C-2 離型劑，在製作複材板前噴在模具表面，以方便熱壓後之取出。

## 3-3 試片製作

1. 將預浸材依  $45^\circ$  以及  $0^\circ$  方向裁成 8.27in×8.27in 的大小。
2. 依  $[0/45/90/-45]_{2s}$  的順序疊層，共計 16 層，並以點焊法將之固定。

3.將上述疊好之積層板與模具依圖 3- 1 所示置於熱壓機中熱壓成

形，其製作步驟如下所述：

(1)在 300 psi 的壓力之下將溫度升至 380° C 預熱 20 分鐘。

(2)在 380° C、 1000 psi 下，持續加熱加壓 20 分鐘。將模具移至冷模  
冷卻至室溫。

(3)試片熱壓期間溫濕度如圖 3-2 所示。

圖中之壓力與溫度均以熱壓機上之溫度壓力為標準

4.以 C-scan 檢查積層板是否有損傷。

5.用鑽石切割機將積層板裁成尺寸為 207mm×19.1mm 大小之試片。

6.以砂紙沿 $\pm 45^\circ$  方向將玻璃纖維板表面研磨，並用砂輪機在上緣磨出  
導角，之後依 ASTM D3039-76 規範裁成 40mm×19.1mm 大小，作為  
夾持片（end-tab）之用。（圖 3-3）

7.將 CN 膠均勻塗抹於經步驟 6 處理後之夾持片上，藉以黏著於試片  
上。夾持片在黏著之前需先以丙酮清洗，以防止脫膠的情形發生；  
黏著後以 C 型夾將試片與夾持片夾緊，經廿四小時後鬆開，以期夾  
持片與試片間能確實密合。

8.以細砂紙整理切好之試片兩側因切削所造成之毛邊，以使兩側平  
行。

9.本研究之試片包括原始試片以及經溫度與濕氣處理後之試片。

### 3-4 實驗方法

#### 3-4.1 溫濕度處理

1. 設定溫度與濕度後，將試片放入恆溫恆濕箱中靜置七天。
2. 在試片放置五天後，每隔一天即以電子秤讀出讀數，以確定試片濕度是否已達所預設之範圍。
3. 將達預設環境因素範圍之試片取出，進行實驗。

#### 3-4.2 靜態拉伸強度測試

1. 依據 ASTM D3039-76 規範方法試驗。
2. 試片尺寸：長：207mm 寬：19.1mm  
夾持片尺寸：長：40mm 寬：19.1mm  
如圖 3-3 所示。

3. 測試拉伸率 3mm/min。

#### 3-4.3 試片拉伸 - 壓縮疲勞負載測試

1. 依據 ASTM D-3479 規範方法試驗。
2. 試片尺寸同靜態拉伸強度測試所述（圖 3-3）。
3. 測試頻率 3Hz，應力比-0.1。
4. 鎖上防挫曲夾具。

#### 3-4.4 靜態壓縮強度測試

1. 依據 ASTM D3410- 87 規範方法試驗，壓縮率為 4mm/min。



2.試片尺寸同靜態拉伸強度測試所述，但夾持片為長 84.4mm，寬 19.1mm，厚約為 2mm 之鐵片(圖 3-4)。

3.防挫曲夾具如圖 3-5 所示。

#### 3-4.5 疲勞後殘餘強度測試

- 1.將承受疲勞後試片自試驗機臺上取下，透過 C-scan 檢測試片內部破壞情形。
2. 鎖上防挫曲夾具（如圖 3-6 所示）。
- 3.，將試片放回試驗機台，並依照 ASTM D3410- 87 規範進行壓縮強度測試。

#### 3-4.6 熱壓修補

1. 本實驗採熱壓修補法對承受疲勞後破壞的試片進行修補。
2. 將欲修補的試片置入如圖 3-7 所示之模具中。
3. 熱壓修補條件為 250 、1000psi 之下熱壓 15 分鐘，再移至冷壓模中冷卻 10 分鐘。修補過程之溫度壓力與時間的示意圖如圖 3-8 所示。

### 3-5 實驗流程

本篇論文先對各個環境因素影響下的試片作擬靜態拉伸強度

(UTS)，再分別以 60%、65%、67.5% 及 70% 作疲勞破壞，並以曲線湊配取得疲勞壽命的方程式，藉以決定所施加預疲勞的週次數，並分別取 65% 及 70% UTS 所對應之疲勞壽命經  $0.3N_f$  及  $0.7N_f$  之預疲勞處理，再將試片作擬靜態壓縮強度實驗，藉以和修補過後之試片作比較，以瞭解熱壓修補的效果；整體實驗之流程如圖 3-9 所示。

## 四、結果與討論

本實驗之擬靜態拉伸及壓縮數據根據 Experimental Stress Analysis [36]中第十六章所提及的方法作為數據篩選的標準。熱壓修補條件則根據陳保松[37]所設定之修補條件視實際情況改變修補時間。

### 4-1Gr/PEEK 之擬靜態拉伸及壓縮強度

#### 4-1.1 擬靜態拉伸強度

本論文中原始試片的環境為 25 、60%相對濕度擬靜態拉伸強度列於表 4-1 中，平均值為 729.91MPa，數據分佈範圍界於 774.61MPa 與 698.71MPa 之間，如圖 4-1 所示；標準差為 29.76，經過[36]所提之數據篩選方法後，確定其為有效數據。

#### 4-1.2 擬靜態壓縮強度

原始試片的擬靜態壓縮強度列於表 4-2 中，平均值為 267.08MPa，數據分佈範圍界於 287.15MPa 與 257.77MPa 之間，標準差為 12.50，如圖 4-2 所示，亦為有效數據；由於試片承受壓縮應力時，纖維無法提供抗壓的力量，因此大部份的力量由基材提供，故對纖維強化複合材料而言，壓縮強度均較拉伸強度小，在本實驗中壓縮強度約為拉伸

強度的 36.6%。此組數據將作為以下討論溫度及濕度環境因素影響下材料壓縮應力的變化標準。

#### 4-1.3 拉伸 - 壓縮疲勞性質

原始試片承受拉伸 - 壓縮疲勞負載的性質如表 4-3 所示，其疲勞壽命隨著施加應力等級的增加而降低；而且在低應力等級疲勞負載時的數據分佈比施加高應力等級的疲勞負載時，其數據較為集中，主要是因為破壞機制不同的緣故。在高應力等級的情況下，破壞機制主要是纖維斷裂，試片本身製作上的缺陷以及纖維斷裂處造成了複合材料破壞的起始處，所以才會造成數據點有較高的散佈性。另一方面，在低應力等級作用的情況下，破壞機制則是基材裂縫所導致的積層板脫層，且較為均一，所以數據散佈性較集中。

經過曲線湊配後 S-N 曲線如圖 4-3 所示，所得之方程式為：

$$S = 92.97 - 6.34 \log N_f \quad (4-1)$$

$S$  為應力等級， $N_f$  為該應力等級下試片之疲勞壽命。經過計算，分別得知 65%UTS 之  $0.3N_f$  及  $0.7N_f$  之週次數分別為 7712 17995, 70%UTS 之  $0.3N_f$  及  $0.7N_f$  之週次數分別為 1255 以及 2928。

#### 4-1.4 預疲勞後之殘餘壓縮強度

原始試片受預疲勞後之數據如表 4-4 所示，承受 65% UTS 拉伸

- 壓縮疲勞  $0.3N_f$  及  $0.7N_f$  後的試片殘餘壓縮強度分別為 263.43MPa 及 259.74MPa，數據分佈如圖 4-4 及圖 4-5 所示；承受 70% UTS 拉伸 - 壓縮疲勞  $0.3N_f$  及  $0.7N_f$  後的試片殘餘壓縮強度分別為 238.79MPa 及 219.63MPa，數據分佈範圍如圖 4-6 及圖 4-7 所示；此組數據將與以下不同溫濕度環境下，試片承受預疲勞後殘的餘壓縮強度作比較。

#### 4-1.5 修補後之壓縮強度

原始試片經預疲勞修補過後之壓縮強度如表 4-5 所示，承受 65% UTS 拉伸 - 壓縮疲勞  $0.3N_f$  及  $0.7N_f$  經修補後的試片殘餘壓縮強度分別為 268.23MPa 及 262.71MPa，改善比率分別為 1.82% 及 1.14%，數據分佈如圖 4-8 及圖 4-9 所示；承受 70% UTS 拉伸 - 壓縮疲勞  $0.3N_f$  及  $0.7N_f$  後的試片殘餘壓縮強度分別為 241.82MPa 及 233.54MPa，改善比率分別為 1.27% 及 6.33%，數據分佈範圍如圖 4-10 及圖 4-11 所示；其修補效果以受 70% UTS  $0.3N_f$  之預疲勞試片最佳，而以受 65% UTS、 $0.7N_f$  之預疲勞試片最差。

#### 4-1.6 修補後之疲勞壽命

原始試片經預疲勞修補後之疲勞壽命如表 4-6 所示，並於圖 4-12 與圖 4-13 中和原疲勞壽命作比較；其中以 65%UTS、 $0.7N_f$  修補過後的疲勞壽命為最佳，而以 70%UTS、 $0.7N_f$  修補過後的疲勞壽命最差。表示經 65%UTS、 $0.7N_f$  修補過後的試片中，纖維斷裂破壞的情形最

為嚴重，所以承受疲勞時，試片中的裂縫形成速度較其他試片快速，因此造成了修補後的疲勞壽命最短的現象。

## 4-2 Gr/PEEK 受溫度的影響

### 4-2.1 溫度對擬靜態拉伸強度的影響

80 、60%相對濕度環境影響下試片的擬靜態拉伸強度如表 4-7 所示，平均值為 738.04MPa，數值分佈範圍界於 703.57MPa 與 762.55MPa 之間，如圖 4-1 所示，經和原始試片比較後，發現在受到溫度昇高的影響下，擬靜態拉伸強度也隨之略為增加約 1.2%左右，其平均值為 738.04MPa，表示當溫度升高時，擬均向性 Gr/PEEK 複合材料之拉伸強度並無衰減之現象。

### 4-2.2 溫度對擬靜態壓縮強度的影響

在擬靜態壓縮實驗方面，我們可以看到隨著溫度的升高，材料的壓縮強度也略為增高，其平均為 272.16MPa，數值範圍界於 293.54MPa 與 253.80MPa 間，標準差 15.64，如圖 4-2 所示，顯見 80 之高溫環境對材料的壓縮應力強度亦無衰減之趨勢。

### 4.2-3 拉伸 - 壓縮疲勞性質的影響

80 、60%相對濕度環境影響下試片的拉伸 - 壓縮疲勞壽命如表 4-9 所示，經曲線湊配後可得其疲勞壽命曲線如圖 4-14 所示，其方程

式為：

$$S = 84.64 - 4.58 \log N_f \quad (4-2)$$

經過計算得到 65%UTS 之  $0.3N_f$  及  $0.7N_f$  之週次數分別為 5675、13241，70%UTS 之  $0.3N_f$  及  $0.7N_f$  之週次數分別為 430 以及 1004。

比較高應力等級的疲勞壽命曲線(圖 4-15)及疲勞週次數時(表 4-3 及表 4-9)則可發現：80℃、60%相對濕度高應力等級的疲勞週次情形均不如原始試片來得好，但其擬靜態壓縮實驗的數據卻比原始試片高，基於裂縫在拉伸時形成，在壓縮時成長的觀點[10]，這代表了在高應力等級的疲勞負載下，80℃ 高溫時 Gr/PEEK 的疲勞抵抗力較常溫時低。但其擬靜態壓縮實驗的數據卻比原始試片高。

另一方面，若針對三種環境因素的 70%UTS 作 0.7 疲勞壽命數的預疲勞實驗作比較，80℃ 高溫環境下的擬靜態壓縮強度是三者中最低，是因為試片在 80℃ 高溫、高應力等級下當疲勞壽命超過  $0.7N_f$  後，試片中的裂縫成長速度較快所引起的。

#### 4-2.4 預疲勞後之殘餘壓縮強度

80℃、60%相對濕度環境影響下預疲勞後試片的殘餘壓縮強度如表 4-10 所示，承受 65% UTS 拉伸 - 壓縮疲勞  $0.3N_f$  及  $0.7N_f$  後的試片殘餘壓縮強度分別為 260.40MPa 及 246.23MPa，數據分佈如圖 4-4 及

圖 4-5 所示；承受 70% UTS 拉伸 - 壓縮疲勞  $0.3N_f$  及  $0.7N_f$  後的試片殘餘壓縮強度分別為 235.54MPa 及 194.54MPa，數據分佈範圍如圖 4-6 及圖 4-7 所示；經過與原始試片比較殘餘壓縮應力後，發現其殘餘壓縮應力均較原始試片略為下降。

如前所述，承受 70% UTS、 $0.7N_f$  拉伸 - 壓縮疲勞後的殘餘壓縮應力強度為三種環境因素下各個預疲勞情形中最低的一個，恰可解釋試片在 80%、60% 相對濕度環境下受高應力等級拉伸 - 壓縮疲勞作用下，試片疲勞壽命較其他兩種環境低的原因。

#### 4-2.5 修補後之壓縮強度

80%、60% 相對濕度環境影響下預疲勞經修補過後試片經預疲勞修補過後之壓縮強度如表 4-12 所示，承受 65% UTS 拉伸 - 壓縮疲勞  $0.3N_f$  及  $0.7N_f$  經修補後的試片殘餘壓縮強度分別為 268.23MPa 及 262.71MPa，改善比率分別為 1.82% 及 1.14%，數據分佈如圖 4-8 及圖 4-9 所示；承受 70% UTS 拉伸 - 壓縮疲勞  $0.3N_f$  及  $0.7N_f$  後的試片殘餘壓縮強度分別為 241.82MPa 及 233.54MPa，改善比率分別為 1.27% 及 6.33%，數據分佈範圍如圖 4-10 及圖 4-11 所示；其修補效果以受 70% UTS、 $0.3N_f$  之預疲勞試片最佳，而以受 65% UTS、 $0.7N_f$  之預疲勞試片最差。

#### 4-2.6 修補後之疲勞壽命



80 、60%相對濕度環境影響下預疲勞經修補過後試片經預疲勞修補後之疲勞壽命如表 4-12, 並於圖 4-16 圖 4-17 原疲勞壽命作比較; 其中以 65%UTS、0.7N<sub>f</sub> 修補過後的疲勞壽命最差。

若比較其在承受 0.3N<sub>f</sub> 預疲勞後的修補效果, 80 高溫下的修補效果較原始試片佳, 這個現象表示在低預疲勞週次數下, 由於基材的強度增加, 提供了良好的抗拉伸性質, 所以基材的破壞程度較小, 故修補過後的疲勞壽命較佳。

### 4-3 Gr/PEEK 受濕度的影響

#### 4-3.1 濕度對擬靜態拉伸強度的影響

80 、95%相對濕度環境影響下試片的擬靜拉伸強度平均值為 718.98MPa, 數據分佈範圍界於 671.82MPa 與 761.64MPa 之間, 標準差 38.13, 如表 4-13 及圖 4-1 所示。

在受濕度影響方面, 我們比較 80 、60%與 80 、95%兩組擬靜態拉伸強度, 有略為下降的趨勢, 約為 2.6%, 這是因為在濕氣滲入後, 會使基材劣化, 造成材料強度的下降所致。

#### 4-3.2 濕度對擬靜態壓縮強度的影響

80 、95%相對濕度環境影響下試片的擬靜態壓縮強度平均值為 255.65MPa, 數據分佈範圍界於 241.76MPa 與 267.14MPa 之間, 標

準差 9.73，如表 4-14 及圖 4-2 所示。

比較實驗數據後可知，當濕氣升高時，由於複合材料受到壓縮應力的作用時，其抗壓強度主要由基材提供，壓縮應力強度主要取決於基材的強度，所以基材吸濕後劣化，導致了高濕度環境下壓縮強度下降的現象。

另一方面，若與原始試片作比較(表 4-1 與表 4-13、表 4-2 與 4-14)，80、95%相對濕度環境下試片壓縮應力強度仍然略低，表示如前所述，即使較高的溫度可以提供複合材料較佳的抗壓強度，但是若加上濕度的因素，其影響卻較溫度大了許多，因此，我們認為濕度對複合材料的拉伸與壓縮應力強度較溫度更具有影響力。

#### 4-3.3 濕度對疲勞曲線的影響

80、95%相對濕度環境影響下試片的拉伸 - 壓縮疲勞壽命如表 4-15 所示，經曲線湊配後可得其疲勞壽命曲線如圖 4-18 所示，其方程式為：

$$S = 89.65 - 5.66 \log N_f \quad (4-3)$$

經過計算，得到 65%UTS 之  $0.3N_f$  及  $0.7N_f$  之週次數分別為 6438、15022，70%UTS 之  $0.3N_f$  及  $0.7N_f$  之週次數分別為 716、1671。

在比較 80、60%與 80、95%兩種不同相對濕度的疲勞壽命曲

線(圖 4-19)及疲勞壽命(表 4-9 與表 4-15)後，我們發現在低應力等級的疲勞週次數方面，兩者之間有相當明顯的差距，因此，過高的相對濕度使基材過度膨脹導致基材劣化，進而影響疲勞性質。而由於濕氣會降低層與層之間的剪應力強度，這也是在高濕度下疲勞性質較差的原因。

#### 4-3.4 預疲勞後之壓縮強度

80 、95%相對濕度環境影響下預疲勞後試片的殘餘壓縮強度如表 4-16 所示，承受 65% UTS 拉伸 - 壓縮疲勞  $0.3N_f$  及  $0.7N_f$  後的試片殘餘壓縮強度分別為 249.65MPa 及 242.94MPa，數據分佈如圖 4-4 及圖 4-5 所示；承受 70% UTS 拉伸 - 壓縮疲勞  $0.3N_f$  及  $0.7N_f$  後的試片殘餘壓縮強度分別為 234.18MPa 及 213.57MPa，數據分佈範圍如圖 4-6 及圖 4-7 所示；

與 80 、60%相對濕度環境影響下預疲勞後試片的殘餘壓縮強度比較後，在高濕度環境下預疲勞後試片之壓縮強度較低；由於基材吸收濕氣後過度膨脹導致劣化，故使得預疲勞過後的試片破壞情形較嚴重，使得殘餘壓縮應力強度較低。

#### 4-3.5 修補後之壓縮強度

80 、95%相對濕度環境影響下預疲勞經修補過後試片經預疲勞修補過後之壓縮強度如表 4-17 所示，承受 65% UTS 拉伸 - 壓縮疲勞

0.3N<sub>f</sub> 及 0.7N<sub>f</sub> 經修補後的試片殘餘壓縮強度分別為 253.90MPa 及 246.63MPa，改善比率分別為 1.70% 及 1.52%，數據分佈如圖 4-8 及圖 4-9 所示；承受 70% UTS 拉伸 - 壓縮疲勞 0.3N<sub>f</sub> 及 0.7N<sub>f</sub> 後的試片殘餘壓縮強度分別為 236.73MPa 及 228.86MPa，改善比率分別為 1.09% 及 7.16%，數據分佈範圍如圖 4-10 及圖 4-11 所示。

經過與 80、65%相對濕度預疲勞經修補後試片的比較,除了 70% UTS、0.7N<sub>f</sub> 預疲勞後修補之試片以外，由於高濕度下試片基材劣化導致破壞情況較為劇烈的關係，修補過後的的壓縮強度均較低。

#### 4-3.6 修補後之疲勞壽命

80、90%相對濕度環境影響下預疲勞經修補過後試片經預疲勞修補後之疲勞壽命如表 4-18, 並於圖 4-20 圖 4-21 原疲勞壽命作比較; 其中以 65%UTS、0.7N<sub>f</sub> 修補過後的疲勞壽命最差。同時我們將 80、60%相對濕度環境影響下預疲勞修補後試片的效果相比較，發現高應力等級預疲勞後之修補效果，以 80、60%相對濕度的試片較佳，低應力等級的情況下則差異不大，可見熱壓修補對因吸濕後基材性質改變的總疲勞壽命並無太大幫助。

在本論文所設定的三個環境因素影響下的試片，疲勞破壞與經過修補過後疲勞破壞之試片斷面情形分別如圖 4-22 及圖 4-23 所示；我們發現經過修補過後的試片在低應力等級疲勞破壞後，因為試片兩側

的脫層情形在修補過後獲得改善，之後的疲勞破壞使得該部份破壞較為均一的關係，故斷面情形比較完整。

#### 4-4 溫濕度效應對 Gr/PEEK 受拉伸 - 壓縮疲勞負載的影響

比較溫度效應對施加 60% UTS 的拉伸 - 壓縮疲勞（低應力等級）後的試片後，由表 4-4 及表 4-10 可得知，80 °C 高溫影響下的試片擁有較高的疲勞週次。而由於在低應力等級下疲勞的破壞模式為基材損傷與脫層等漸進式破壞所造成[12]，同時也取決於疊層與疊層間的層間強度[11]，因此，這個結果表示：在 80 °C 高溫低應力等級下的拉伸 - 壓縮疲勞，PEEK 具有較高強度，亦有良好的層間強度，為材料提供了較佳的疲勞抵抗力。

由於複合材料在承受壓縮應力時，其強度較承受拉應力時為弱，因此，其拉伸 - 壓縮疲勞負載的疲勞壽命比拉伸 - 拉伸疲勞負載的疲勞壽命低，所能施加的應力等級也較低。且基於裂縫在拉伸時形成，在壓縮時成長的觀念，當材料承受壓縮時，其疲勞裂縫的成長速度較承受拉伸時快，這也是拉伸 - 壓縮疲勞所能施加的應力等級比拉伸 - 拉伸疲勞的應力等級低的原因。

#### 4-5 C-Scan 超音波非破壞性檢測

在試片經過預疲勞後使用 C-Scan 對試片作非破壞性檢測，發現

試片的破壞均由兩側向中央發展；我們比較三種溫濕度環境下試片經預疲勞損傷程度的 C-Scan 圖(圖 4-24 到 4-35)後，發現 80%、60%相對濕度的試片承受 70%的預疲勞的情況下，0.3 與 0.7 疲勞壽命間試片損傷成長的情形最為嚴重；比較低應力等級預疲勞的 C-Scan 圖，則 80%、60%相對濕度的試片的損傷成長情形則較為輕微，這個現象現說明了由疲勞壽命曲線觀察得到的結果。

## 五、結論

本論文的目的在探討擬均向性高分子複合材料 Gr/PEEK 在承受拉伸 - 壓縮疲勞負載受環境因素的影響，以及對熱壓修補前後其疲勞性質與壓縮強度進行比較，以瞭解熱壓修補的在不同情形下的效果，在此將實驗所得之數據及結果作一整理及分析，可得下列結論：

### 5-1 試片拉伸及壓縮強度

1. 試片的拉伸及壓縮強度會隨著溫度的升高而增加其強度，得到較高的強度。
2. 試片的拉伸及壓縮強度會隨著相對濕度的上升使基材膨脹，造成基材的劣化而略為降低。
3. 濕度因素對材料的機械性質的影響比溫度因素深遠。

### 5-2 拉伸 - 壓縮疲勞壽命曲線

#### 5-2.1 溫度的影響

1. 在低應力等級疲勞負載時，溫度的升高使疲勞壽命增加。
2. 在高應力等級疲勞負載時，因受壓縮時裂縫成長較快速，造成在 80 °C 高溫環境下疲勞壽命略減的現象。
3. 溫度升高可增加 Gr/PEEK 複合材料對拉伸 - 壓縮疲勞壽

命，但在高應力等級下因為裂縫成長速度加劇，故疲勞壽命略為下降。

### 5-2.2 濕度的影響

Gr/PEEK 在高濕度環境下，會因為濕氣的滲入造成基材的過度膨脹因而劣化，使得材料提早進入後段纖維斷裂及微挫曲的階段，因而降低了其疲勞壽命。

## 5-3 熱壓修補後

### 5-3.1 熱壓修補對壓縮強度的影響

熱壓修補主要修補的範圍是複合材料中基材的裂縫，而基材又是壓縮應力的主要來源，因此熱壓修補對 Gr/PEEK 的壓縮應力有相當程度的改善；根據本論文改善幅度為 1% 到 8% 左右

### 5-3.2 熱壓修補對疲勞壽命的影響

1. 在對前 0.3 疲勞壽命的修補方面，此時的破壞機制是以基材裂縫的出現為主，拉伸強度大部份仍可由纖維提供，裂縫形成時間可向後延遲，因此在修補效果方面較佳。
2. 經過 0.7 疲勞壽命的預疲勞後，因為破壞機制已變為纖維斷裂及微挫曲為主，無法抵抗因拉伸生成的裂縫；又由於纖維斷裂部份，對材料而言可視為存在於試片中的缺陷，因此



在熱壓修補對其疲勞性質的改善方面較為有限。

- 3.濕度環境下，因基材吸收濕氣而改變了基材的性質，使得熱壓修補後的效果較差。

## 六、參考文獻

1. J. N. Hay, J. I. Kemmish, J. I. Langford and A. I. M. Rae, “ The Strcture of Crystalline PEEK,” Polymer Communication, 1989, Vol. 25, No. 5, pp. 39-46.
2. J. M. Kenny and M. Marchetti,” Elasto-Plastic Behavior of Thermoplastic Composite Laminates under Cyclic Loading,” Composite Structures, Vol. 32, 1995, pp.375-382.
3. Sarah M. Bishop,” The Mechanical Performance and Impact Behaviour of Carbon-Fibre Reinforced PEEK,” Composite Structures, Vol. 3, 1985, pp.295-318.
4. J. Morton and E. W. Godwin,” Impact Response of Tough Carbon Fibre Composites,” Composite Structures, Vol. 13, 1989, pp.1-19.
5. Vure, N. R. S. and Kriz, R. D., “Effect of Cooling Rate and Stacking Sequence on the Fatigue Behavior of Notched Qasi-Isotropic AS4/PEEK Laminates,” Journal of Composites Technology & Research, 18, No. 2, 1996, pp.127-134.
6. A. Lustiger, F. S. Uralil and G. M. Newaz,” Processing and Structural Optimization of PEEK Composites”, Polymer Composites, Vol. 11, No. 1, 1990, pp.65-75.
7. S. L. Gao and J. K. Kim,“ Cooling Rate Influences in Carbon Fibre/PEEK Composites. Part 1. Crystallinity and Interface Adhesion”, Composites:part A, Vol. 31, 2000, pp.517-530.
8. H. O. Fuch and R. I.Stephens, “Metal Fatigue in Engineering,” John Willy and Sons, New York 1980.

9. Ramesh Talerja, "Fatigue of Composite Materials," Technomic Publishing Co., Inc. Lancaster, Penn. U.S.A., 1987, pp.3-58.
10. A. L. Stinchcomb, Highsmith, K. L., W. W. and Reifsnider, "Effect of Fatigue-Induced Defects on the Residual Response of Composite Laminates," Effect of Defects in Composite Materials, STP 836, American Society for Testing and materials, Philadelphia, pp. 194-216. (1984)
11. 吳許合, "碳纖維強化聚醚醚酮樹脂積層板複合材料之疲勞及潛變性質之探討," 國立清華大學化工系碩士論文, 1993.
12. 林基正, "具中心圓孔之碳纖維強化聚醚醚酮積層板經熱循環負載後之拉伸 - 壓縮疲勞性質探討," 國立清華大學動機系碩士論文, 1999.
13. K. L., Henneke, Reifsnider, E. G., Stinchcomb, W. W. and Duke, J. C., "Damage Mechanics and NDE of Composite Laminates,: Mechanics of Composite Material, Recent Advances, Z. Hashin and C. T. Herakovich, eds., Pergamon Press, New York, 1983, pp.399-420.
14. Ming-Hwa, R. Jen and J. M. Hsu, "Fatigue Degradation in Central Notched Quasi-Isotropic Laminates," Journal of Composite Materials, Vol.24, 1990, pp.823-837.
15. A. Rotem, "Fatigue and Residual Strength of Composite Laminates," Journal of Engineering Fracture Mechanics, Vol.25, 1986, pp.819-827.
16. A. Poursartip, M. F. Ashby, and P. W. R. Beaumont, "The Fatigue Damage Mechanics of a Carbon Fiber Composite Laminate: I-Development of the Model," Composite Science and Technology, Vol. 25, 1986, pp.193-218.

17. 曾志明, “碳纖維化聚醚醚酮 ( Carbon/PEEK ) 積層板承受熱循環與低能量衝擊後之疲勞行為研究,” 國立清華大學動力機械系碩士論文, 1997.
18. W. P. Dewilde and P. Frolkovich, “The Modelling of Moisture Absorption in Epoxies: Effects at the Boundaries,” *Composites*, Vol. 25, 1994, pp. 119-127.
19. 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.
20. R. Selzer and K. Friedrich, “Mechanical Properties and Failure Behavior of Carbon Fibre-Reinforced Polymer Composites under the Influence of Moisture,” *Composite*, Vol. 28, 1997, pp. 595-604.
21. 洪尊鵬, “濕度及衝擊對擬均向性碳纖維 / 環氧樹脂複合材料之靜態及疲勞行為的影響,” 國立清華大學動機系碩士論文, 1998.
22. S. Kellas, J. Morton and P. T. Curtis, “The Effect of Hygrothermal Environments upon the Tensile and Compressive Strength of Notched CFRP Laminates: Part I- Impact Energy Absorption,” *Journal of Composite Technology & Research*, Vol. 17, No. 1, 1995, pp. 3-10.
23. O. K. Joshi, “The Effect of Moisture on the Shear Properties of Carbon Fiber Composites,” *Composites*, Vol. 14, No. 3, 1983, pp. 196-200.

- 24.C. E. Browning and J. T. Hartness, "Effect of Moisture on the Properties of High-Performance Structure Resins and Composites," ASTM STP546, 1974, pp. 284-302.
- 25.S. M. Bishop, "Effect of Moisture on the Notched Sensitivity of Carbon Fibre Composites," Composites, Vol. 14, No. 3, 1983, pp. 201-205.
- 26.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.
- 27.T. A. Collings, D. L. Mead and D. E. W. Stone, "The Effects of High Temperature Excursions on Environmental Exposed CFC," RAE Technical Report, TR 85074 (Royal Aircraft establishment, Farnborough, UK), 1985.
- 28.Yasushi Miyano, Masyuki Nakada and Michael K. McMurry, "Influence and Stress Ratio on Fatigue Behavior in The Transverse Direction of Unidirectional CFRPS", Journal of Composite Materials, Vol.29, No. 14, 1995, pp. 1808-1822.
29. Yu. I. Dimitrienko, "Thermomechanical Behaviour of Composite Materials and Structures under High Temperatures: 1. Materials," Composite, Vol. 28, 1997, pp. 463-471.
- 30.Yu. I. Dimitrienko, "Thermomechanical Behaviour of Composite Materials and Structures under High Temperatures: 2. Structures," Composite, Vol. 28, 1997, pp. 463-471.

- 31.X. Huang, J. W. Gillespie Jr. and R. F. Eduljee, "Effect of Temperature on the Transverse Cracking Behavior of Cross-ply Composite Laminates," *Composite*, Vol. 28, 1997, pp.419-424.
32. 李宗勳, "預扭、溫度效應及熱壓修補對擬均向性 Gr / PEEK 複合材料疲勞行為之影響," 國立清華大學動機系碩士論文, 1999.
- 33.K. W. Wu, C. L. Lee, Y. C. Chang and C. L. Ong, "Compressive Strength of Delaminated and Repaired Composite Plates," *Materials Chemistry and Physics* Vol.43, pp.173-177.
- 34.R. R. Effendi, J. J. Barraut and D. Guedra-Degeorges, "failure Mechanism Analysis under Compression Loading of Unidirectional Carbon/Epoxy Composites Using Micromechanical Modelling," *Composite Structures*, Vol.31, 1995, pp.87-98.
- 35.S. Narayanan and Linda S. Schadler, "Assessment of Strain along Fiber Surface Features in Graphite/Epoxy Composites Loaded in Compression," *Composites Science and Technology*, Vol.59, 1999, pp. 1589-1596.
- 36.James W. Dally and William F. Riley, "Experimental Stress Analysis", Third Edition, Ch.16, pp. 591-611,
- 37.陳保松, ' ', 國立清華大學動機系碩士論文, 2001.

## 附表

表 4-1 原始試片(25 、 60%相對濕度)擬靜態拉伸實驗數據

試片編號	擬態拉伸強度(MPa)
1	774.61
2	698.71
3	709.90
4	724.52
5	741.81
平均值	729.91
標準差	29.76

表 4-2 原始試片擬靜態壓縮實驗數據

試片編號	擬態壓縮強度(MPa)
1	258.13
2	287.15
3	271.38
4	260.97
5	257.77
平均值	267.08
標準差	12.50

表 4-3 原始試片在不同應力等級下之疲勞壽命數據

應力等級	60%	65%	67.5%	70%	72.5%
應力值(MPa)	437.95	474.44	492.69	510.94	529.18
疲勞壽命	61952	16579	9577	7733	867
	130897	45619	17226	2793	1103
	107074	30351	24873	4738	*
平均值	99854	30850	17225	5088	985

表 4-4 原始試片經預疲勞後擬靜態壓縮實驗數據

預疲勞情形 項目	65% UTS、 0.3N <sub>f</sub>	65% UTS、 0.7N <sub>f</sub>	70% UTS、 0.3N <sub>f</sub>	70% UTS、 0.7N <sub>f</sub>
1	261.38	271.23	214.86	243.67
2	247.97	238.79	244.13	208.15
3	280.94	269.20	257.38	207.07
平均值	263.43	259.74	238.79	219.63

單位：MPa



表 4-5 原始試片受預疲勞經修補後之擬靜態壓縮實驗數據

預疲勞情形 項目	65% UTS、 0.3N <sub>f</sub>	65% UTS、 0.7N <sub>f</sub>	70% UTS、 0.3N <sub>f</sub>	70% UTS、 0.7N <sub>f</sub>
1	282.88	273.58	251.11	210.49
2	256.84	248.43	247.57	258.72
3	264.97	266.12	226.78	231.41
平均值	268.23	262.71	241.82	233.54
改善比率	1.82%	1.14%	1.27%	6.33%

單位：MPa

表 4-6 原始試片受預疲勞經修補後之疲勞實驗數據

預疲勞情形 項目	65% UTS、 0.3N <sub>f</sub> (7712 Cycles)	65% UTS、 0.7N <sub>f</sub> (17995 Cycles)	70% UTS、 0.3N <sub>f</sub> (1255 Cycles)	70% UTS、 0.7N <sub>f</sub> (2928 Cycles)
1	36558	8673	5678	3107
2	35963	5311	4496	3724
3	41496	7268	6508	1258
平均值	38006	7084	5561	2696

表 4-7 80 、60%相對濕度試片擬靜態拉伸實驗數據

試片編號	擬態拉伸強度(MPa)
1	756.08
2	741.41
3	703.57
4	726.59
5	762.55
平均值	738.04
標準差	23.75

表 4-8 80 、60%相對濕度試片擬靜態壓縮實驗數據

試片編號	擬態壓縮強度(MPa)
1	293.54
2	253.80
3	264.12
4	281.99
5	267.35
平均值	272.16
標準差	15.64

表 4-9 80 、60%相對濕度試片在不同應力等級下之疲勞壽命數據

應力等級	60%	65%	67.5%	70%
應力值(Mpa)	442.82	479.73	498.18	516.63
疲勞壽命	168748	51808	5466	1098
	220573	21428	9028	1231
	124781	11736	10374	1046
平均值	171367	28324	8289	1125

表 4-10 80 、60%相對濕度試片經預疲勞後擬靜態壓縮實驗數據

預疲勞情形 項目	65% UTS、 0.3N <sub>f</sub>	65% UTS、 0.7N <sub>f</sub>	70% UTS、 0.3N <sub>f</sub>	70% UTS、 0.7N <sub>f</sub>
1	276.54	241.31	260.35	203.18
2	248.26	229.61	218.69	189.76
3	255.90	267.77	227.58	190.68
平均值	260.40	246.23	235.54	194.54

單位：MPa

表 4-11 80 、60%相對濕度試片受預疲勞經修補後之擬靜態壓縮實

驗數據

預疲勞情形 項目	65% UTS、 0.3N <sub>f</sub>	65% UTS、 0.7N <sub>f</sub>	70% UTS、 0.3N <sub>f</sub>	70% UTS、 0.7N <sub>f</sub>
1	253.88	278.74	261.34	193.32
2	289.67	231.46	226.13	218.75
3	256.07	238.72	227.40	198.07
平均值	266.54	249.64	238.29	203.38
改善比率	2.36%	1.38%	1.17%	4.54%

單位：MPa

表 4-12 80 、60%相對濕度試片受預疲勞經修補後之疲勞壽命數據

預疲勞情形 項目	65% UTS、 0.3N <sub>f</sub> (5675 Cycles)	65% UTS、 0.7N <sub>f</sub> (13241 Cycles)	70% UTS、 0.3N <sub>f</sub> (430 Cycles)	70% UTS、 0.7N <sub>f</sub> (1004 Cycles)
1	20272	1457	3057	2863
2	33116	4506	1958	887
3	28597	5747	1301	1038
平均值	27328	3903	2105	1031

表 4-13 80 、95%相對濕度試片擬靜態拉伸實驗數據

試片編號	擬態拉伸強度(MPa)
1	723.52
2	748.55
3	671.82
4	689.37
5	761.64
平均值	718.98
標準差	38.13

表 4-14 80 、95%相對濕度試片擬靜態壓縮實驗數據

試片編號	擬態壓縮強度(MPa)
1	267.14
2	262.12
3	254.89
4	241.76
5	252.34
平均值	255.65
標準差	9.73

表 4-15 80 、95%相對濕度試片在不同應力等級下之疲勞壽命數據

應力等級	60%	65%	67.5%	70%
應力值(MPa)	431.39	467.34	485.32	503.29
疲勞壽命	116017	11051	10816	4118
	199222	42404	14001	2311
	135456	20805	6329	1271
平均值	150231	24753	20264	2566

表 4-16 80 、95%相對濕度試片經預疲勞後擬靜態壓縮實驗數據

預疲勞情形 項目	65% UTS、 0.3N <sub>f</sub>	65% UTS、 0.7N <sub>f</sub>	70% UTS、 0.3N <sub>f</sub>	70% UTS、 0.7N <sub>f</sub>
1	256.13	256.81	261.07	208.96
2	233.45	246.97	223.18	227.12
3	259.28	225.04	218.29	204.63
平均值	249.65	242.94	234.18	213.57

單位：MPa

圖 4-17 80 、 95%相對濕度試片經預疲勞修補後擬靜態壓縮實驗數據

預疲勞情形 項目	65% UTS、 0.3N <sub>f</sub>	65% UTS、 0.7N <sub>f</sub>	70% UTS、 0.3N <sub>f</sub>	70% UTS、 0.7N <sub>f</sub>
1	283.14	253.78	218.65	209.17
2	246.85	249.67	248.14	233.58
3	231.71	236.47	243.40	243.83
平均值	253.90	246.63	236.73	228.86
改善比率	1.70%	1.52%	1.09%	7.16%

單位：MPa

表 4-18 80 、 95%相對濕度試片受預疲勞經修補後之疲勞壽命數據

預疲勞情形 項目	65% UTS、 0.3N <sub>f</sub> (6438 Cycles)	65% UTS、 0.7N <sub>f</sub> (15022 Cycles)	70% UTS、 0.3N <sub>f</sub> (716 Cycles)	70% UTS、 0.7N <sub>f</sub> (1671 Cycles)
1	19952	2860	4827	523
2	24870	5139	1289	387
3	30591	4392	1052	896
平均值	26338	4130	2389	602
標準差	5631	1162	2114	264

附圖：

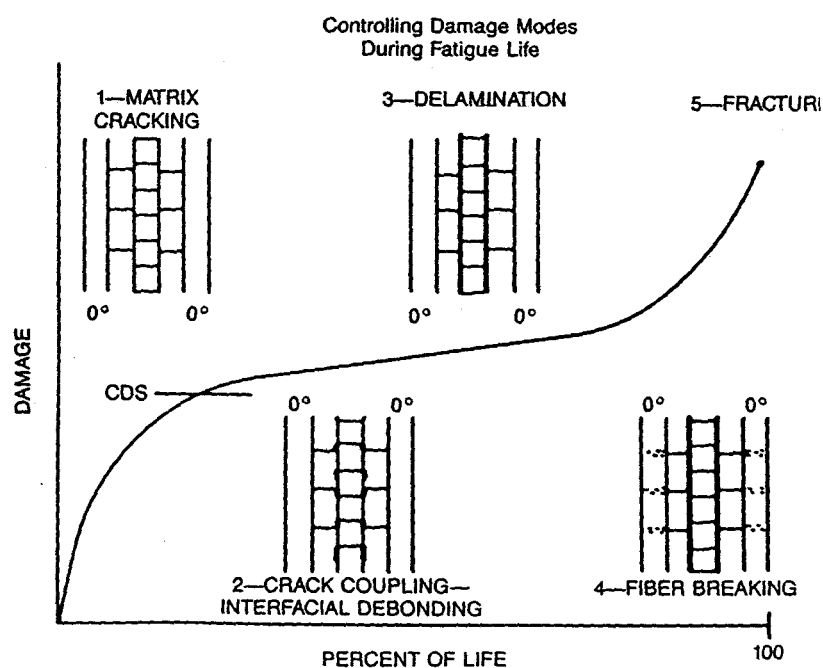


圖 2-1 複材疊層板的疲勞破裂發展(摘自 Ramesh Talreja  
“Fatigue of Composite Materials” [9] )

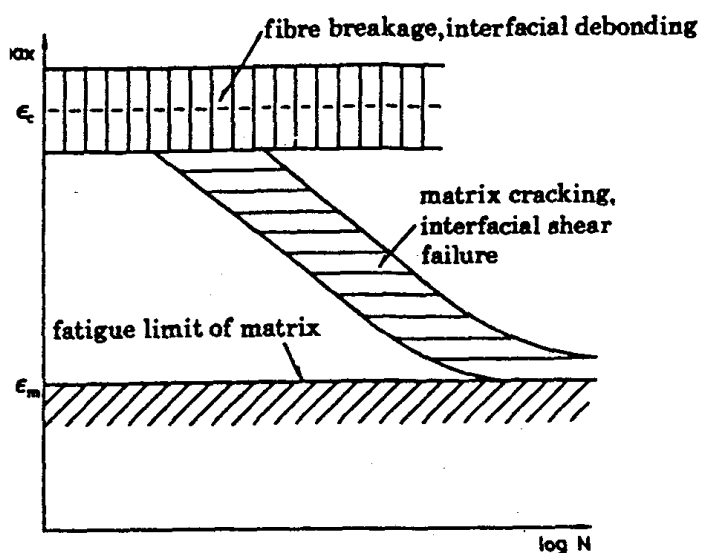


圖 2-2 單一方向高分子基材複合材料在拉伸作用下的疲勞壽命  
圖(摘自 Ramesh Talreja “Fatigue of Composite Materials” [9] )



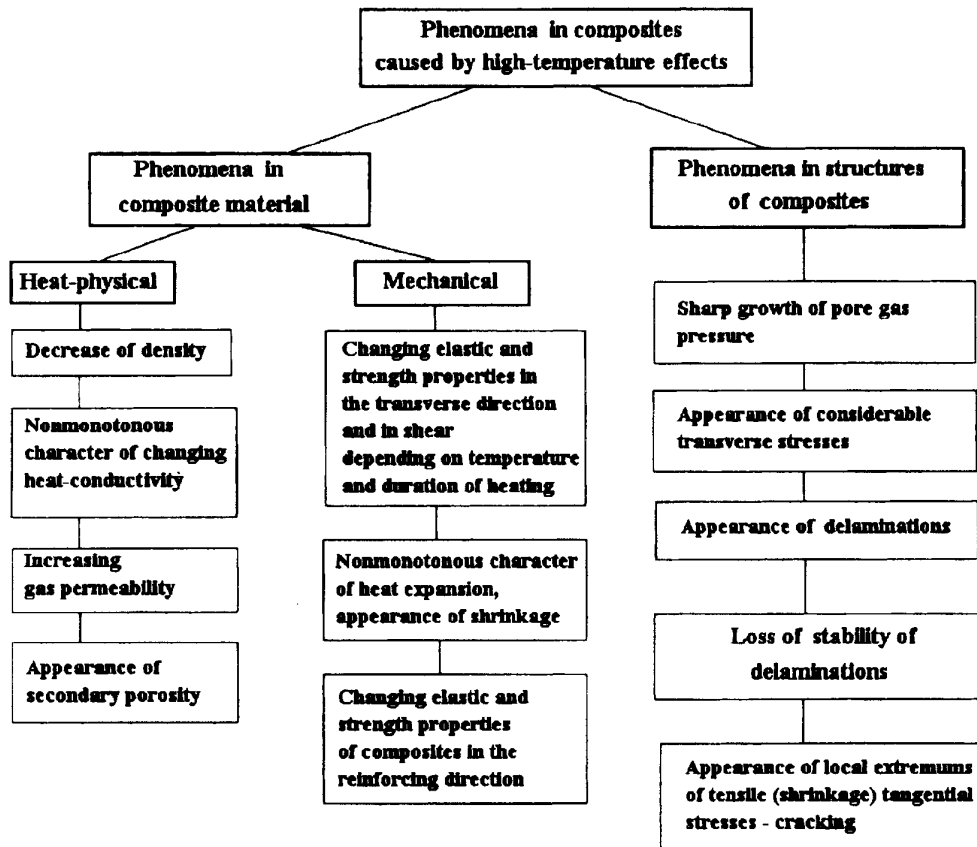


圖 2-3 在高溫環境下複合材料的主要現象[28]

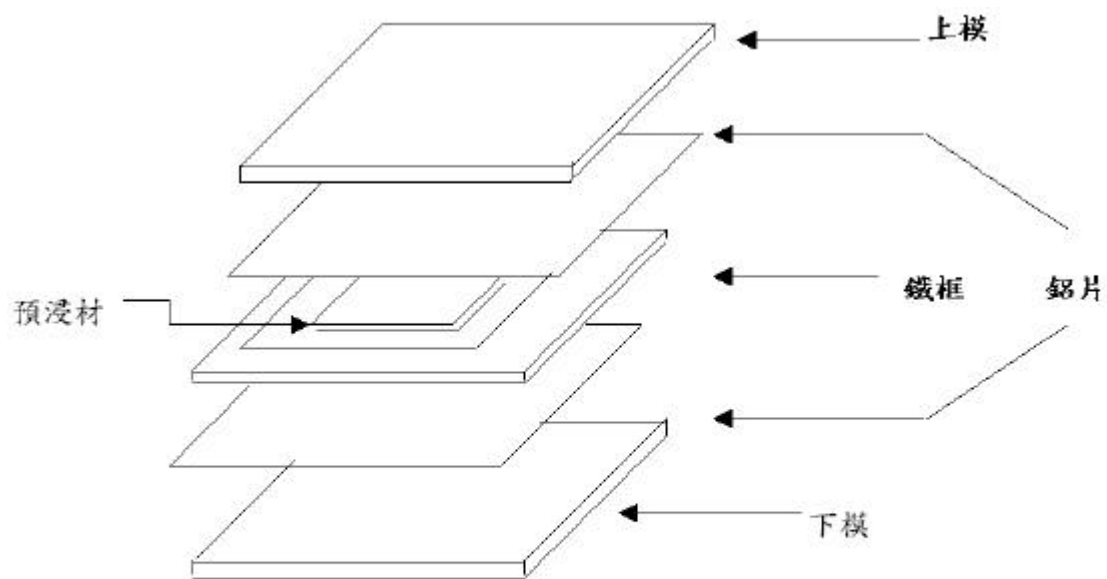


圖 3-1. 預浸材在熱壓過程中的疊序

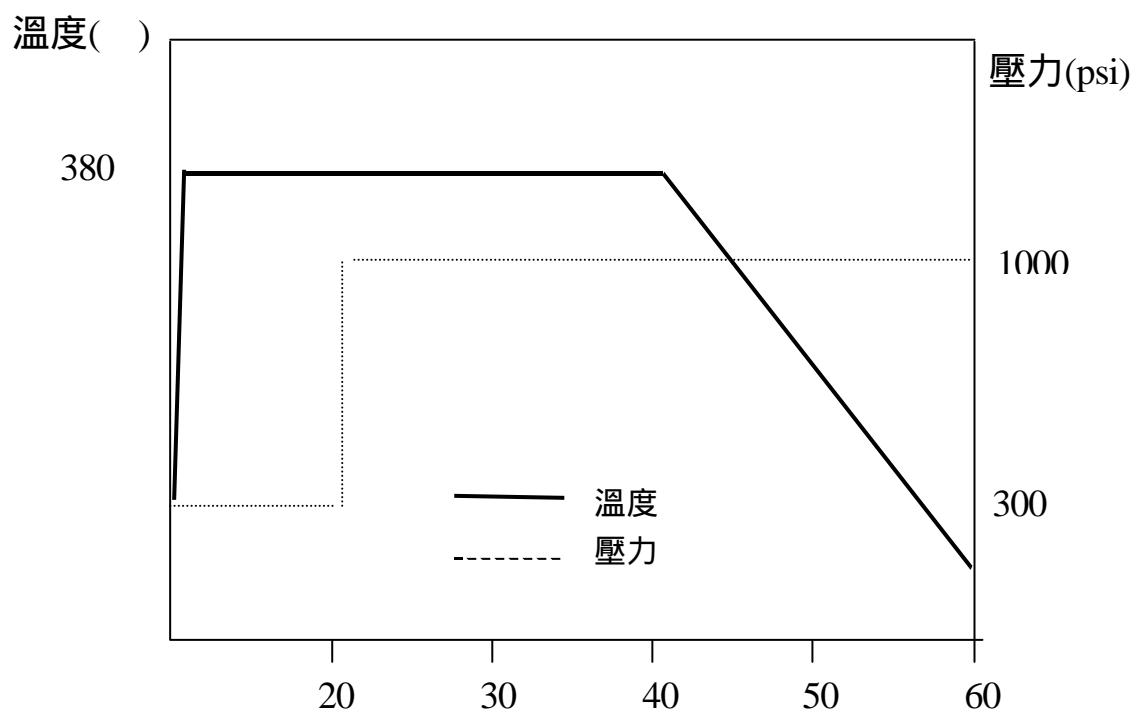


圖 3-2 預浸材在熱壓過程中的溫度與壓力時間圖

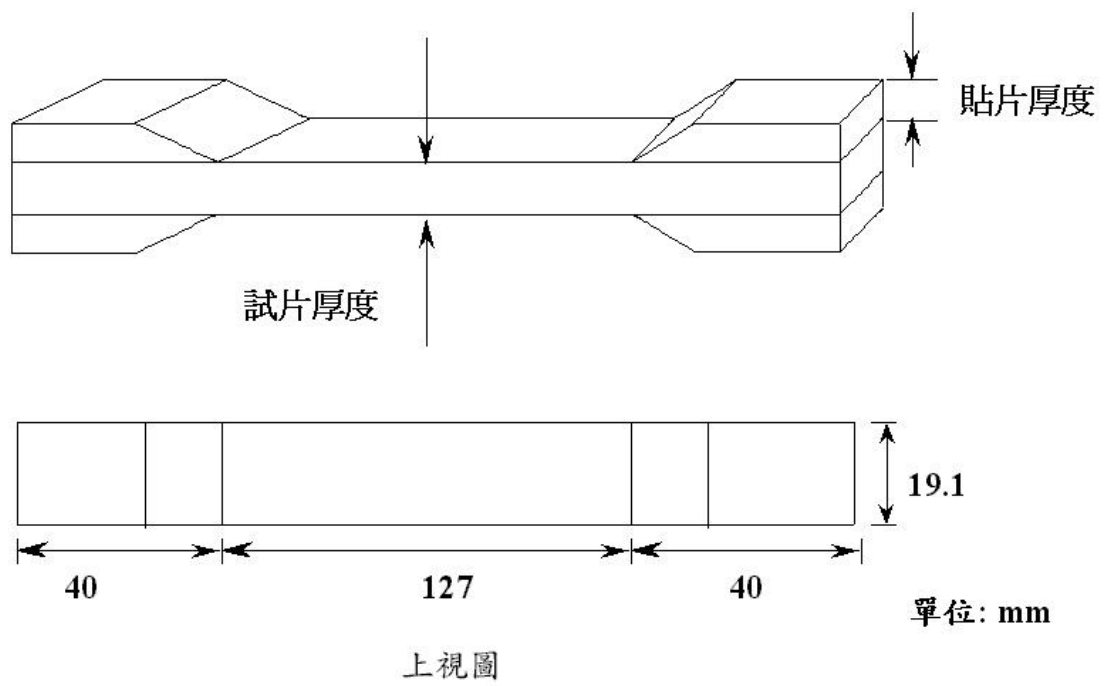


圖 3-3. 試片尺寸圖

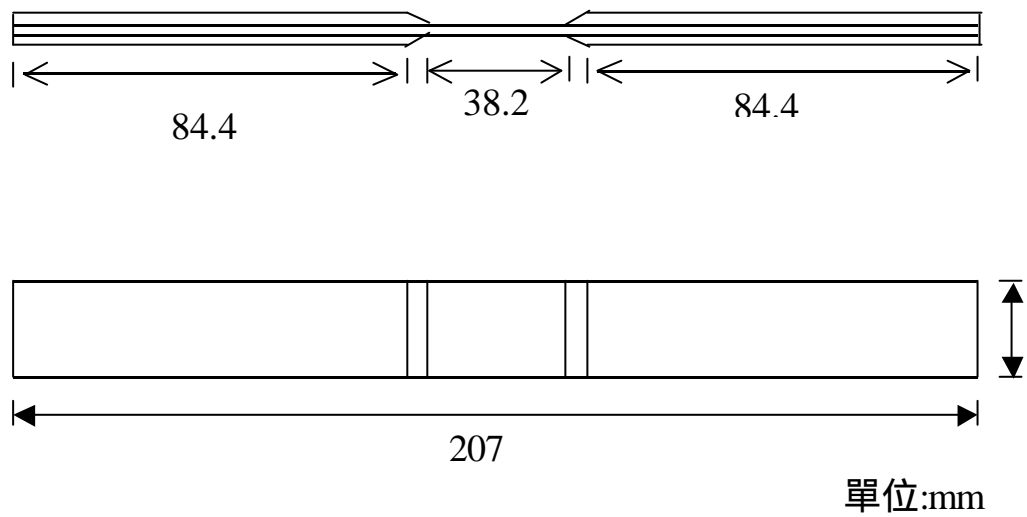


圖 3-4 壓縮試片尺寸圖

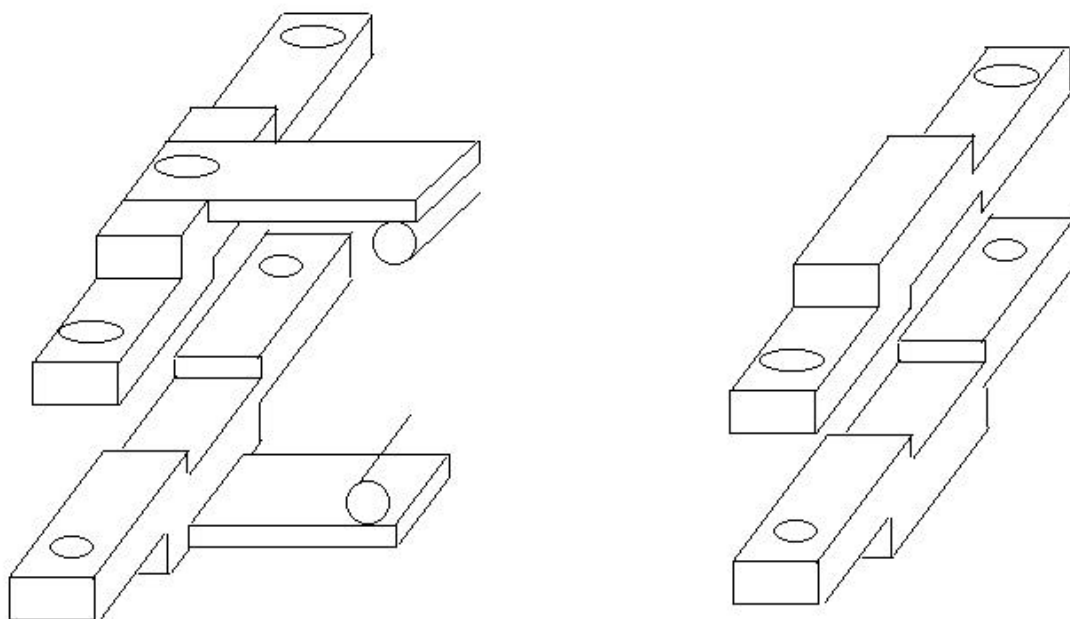


圖 3-5 擬靜態壓縮夾具

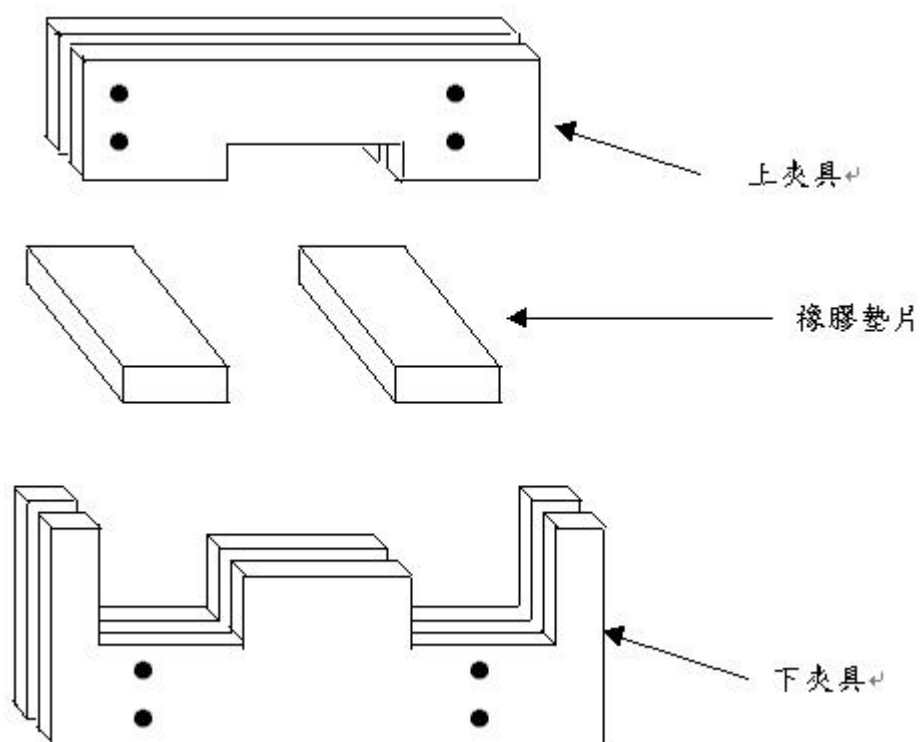


圖 3-6 拉伸-壓縮疲勞防撓曲夾具

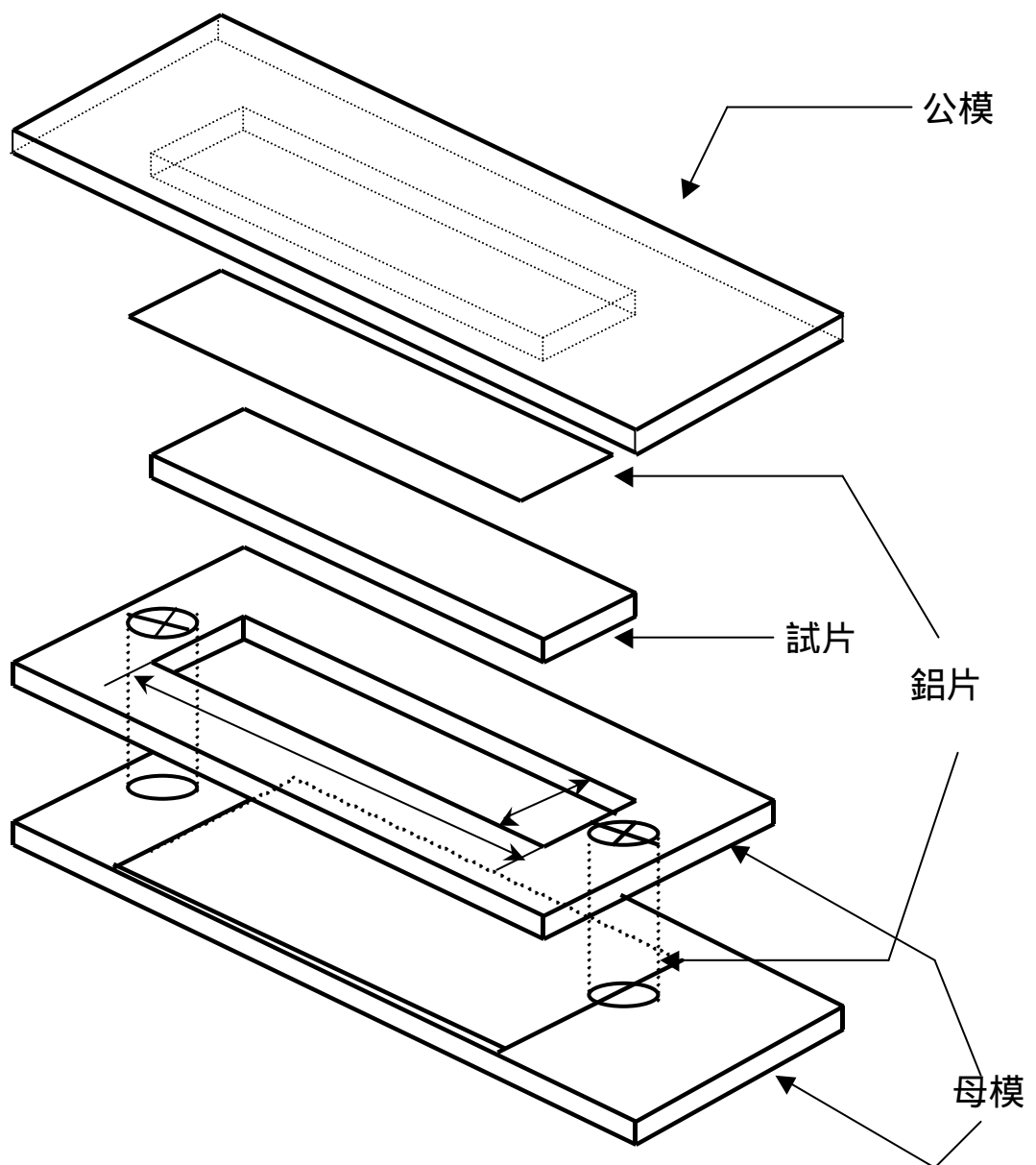


圖 3-7 熱壓修補模具

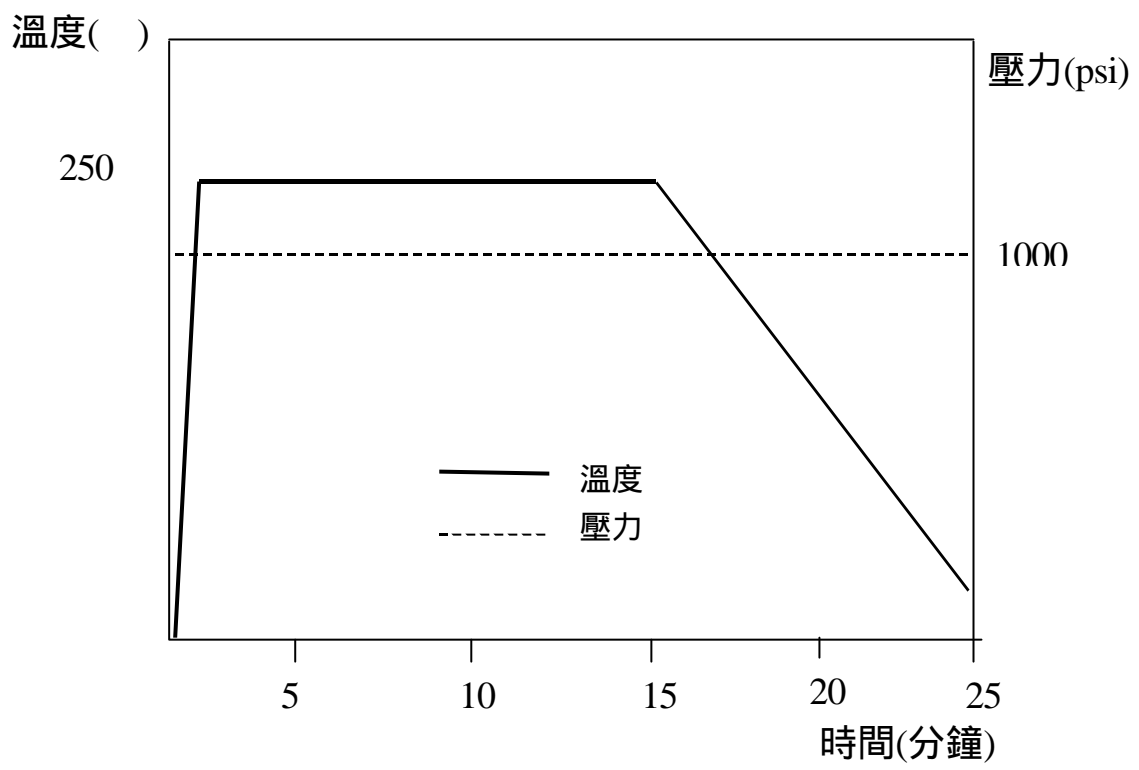


圖 3-8 修補過程之溫度與壓力的時間圖

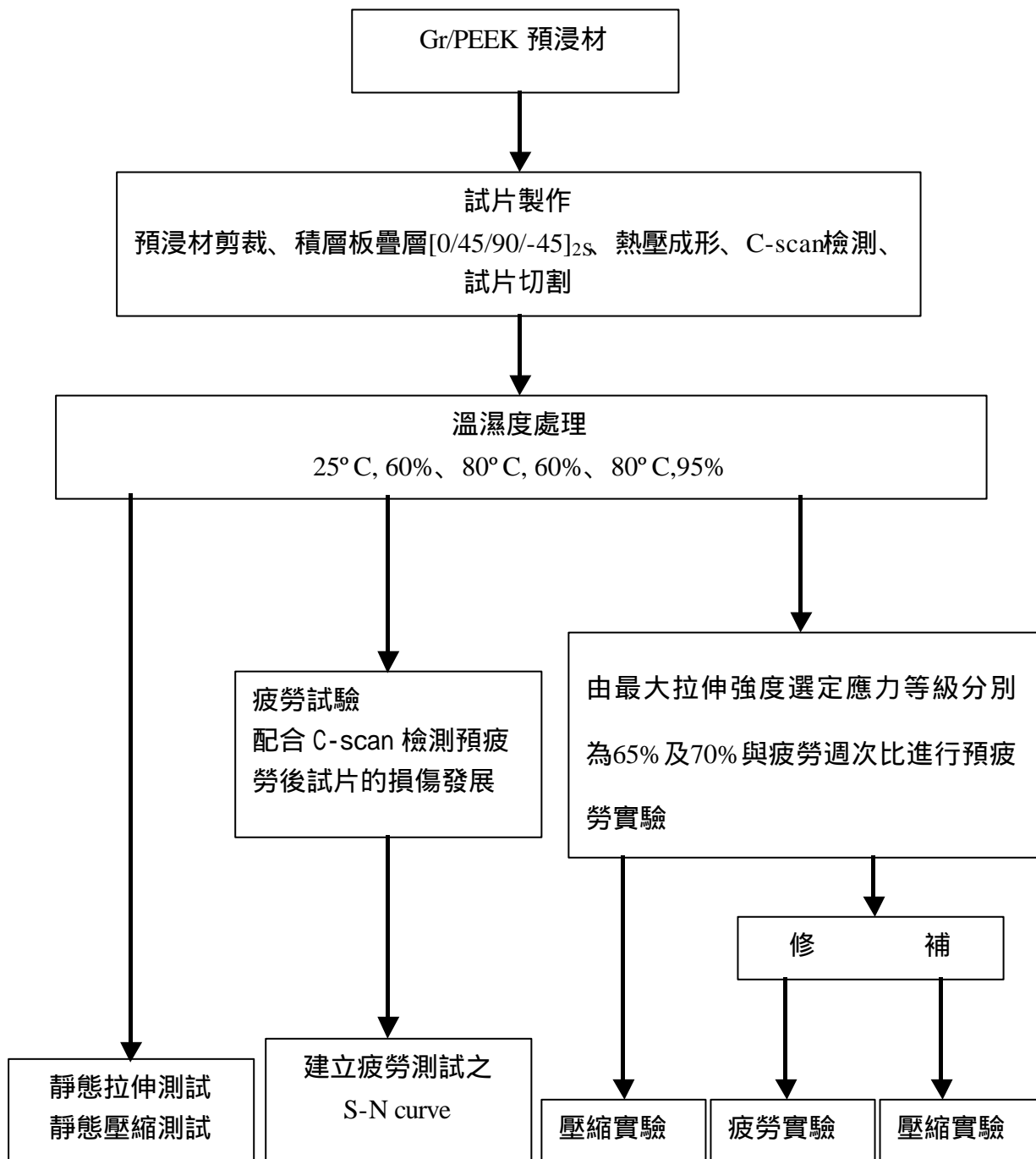


圖 3-9 實驗流程圖

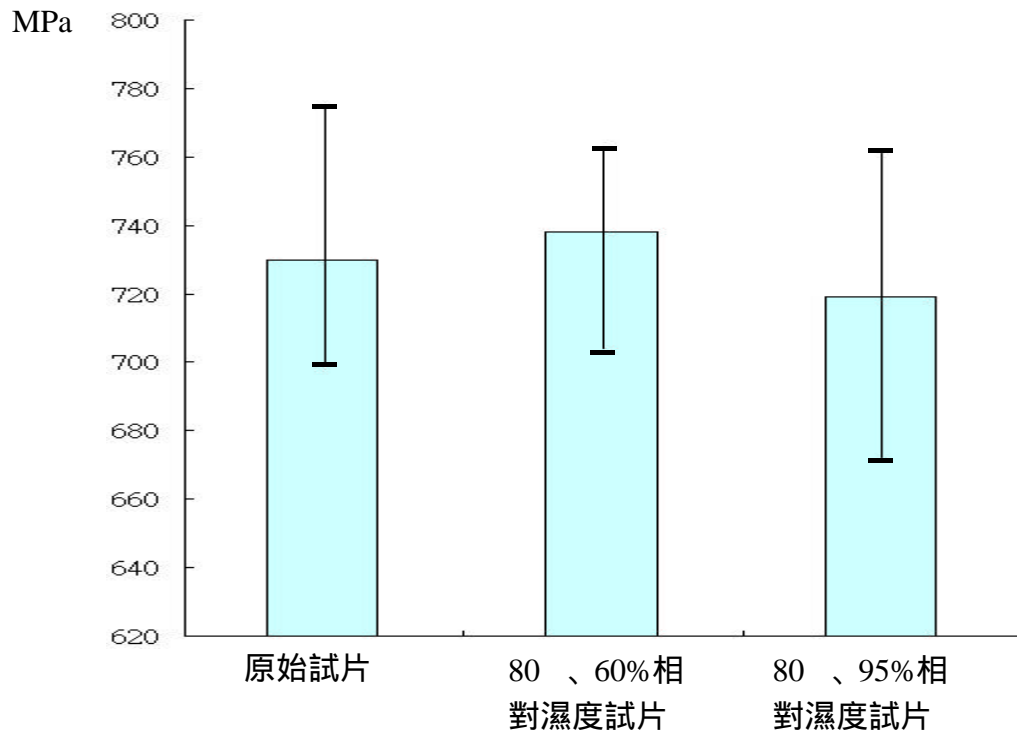


圖 4-1 擬靜態拉伸強度分佈圖

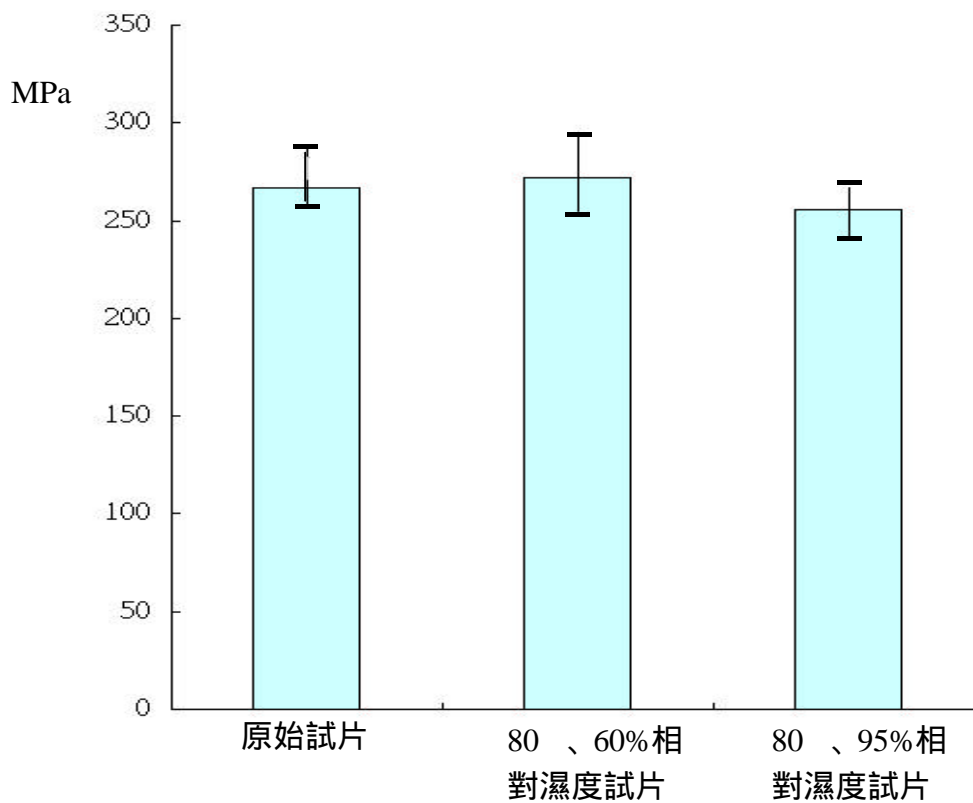


圖 4-2 擬靜態壓縮強度分佈圖



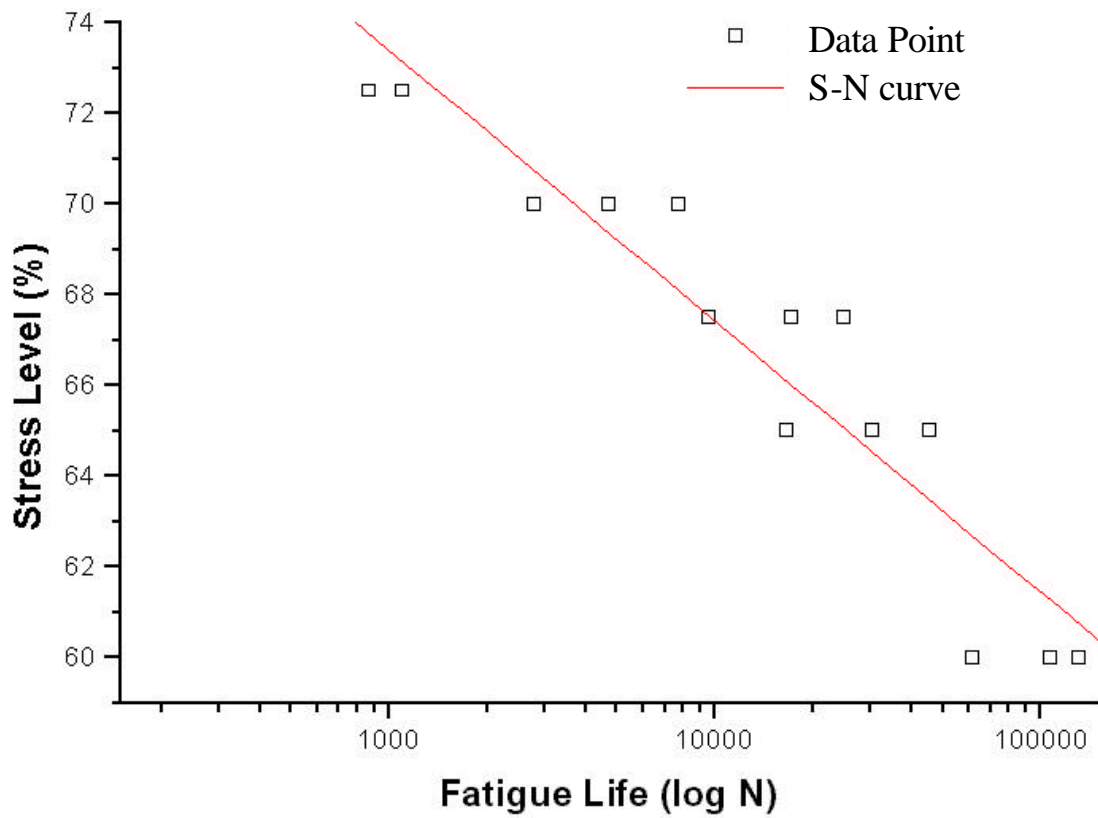


圖 4-3 原始試片之疲勞壽命 S-N 圖

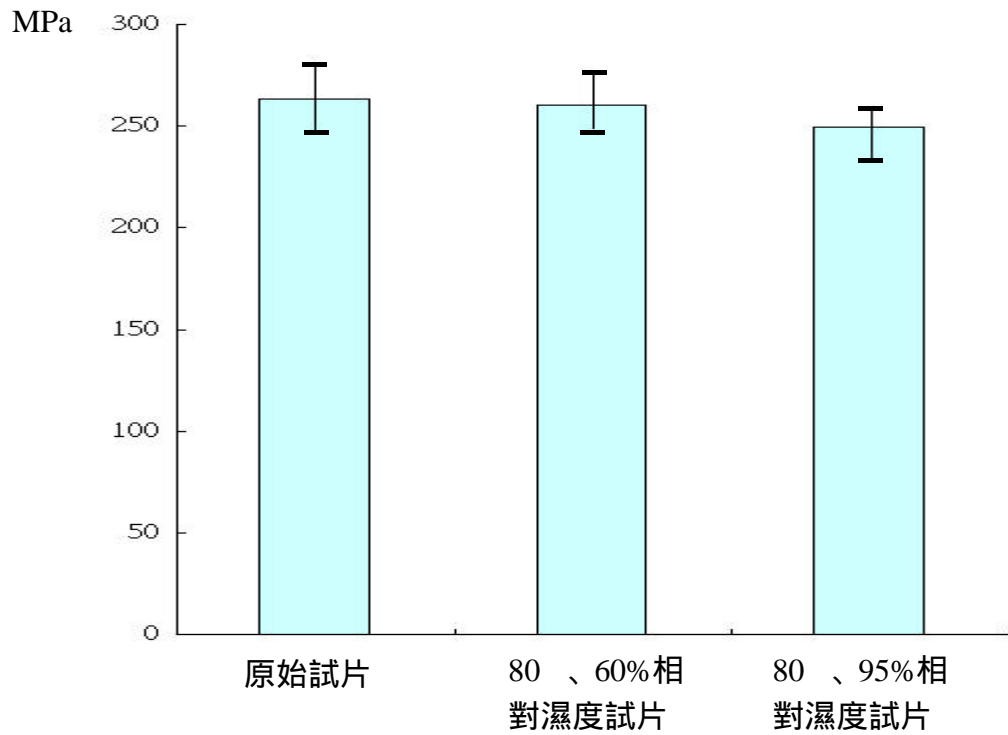


圖 4-4 受 65%UTS、0.3 疲勞壽命預疲勞後試片之擬靜態壓縮強度分佈圖

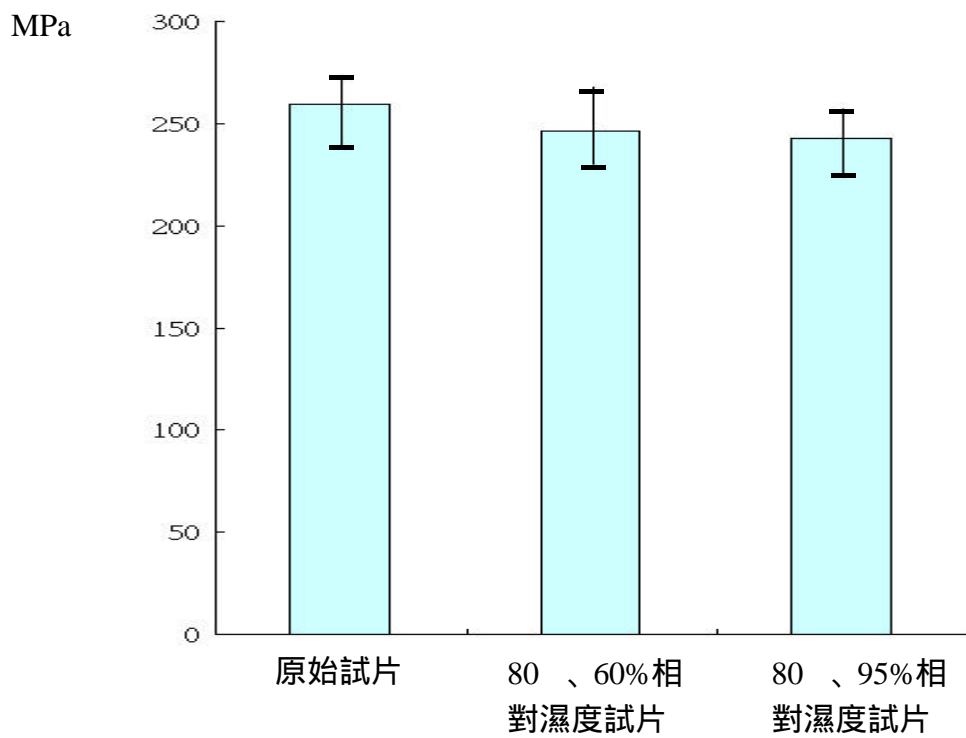


圖 4-5 受 65%UTS、0.7 疲勞壽命預疲勞後試片之擬靜態壓縮強度分佈圖

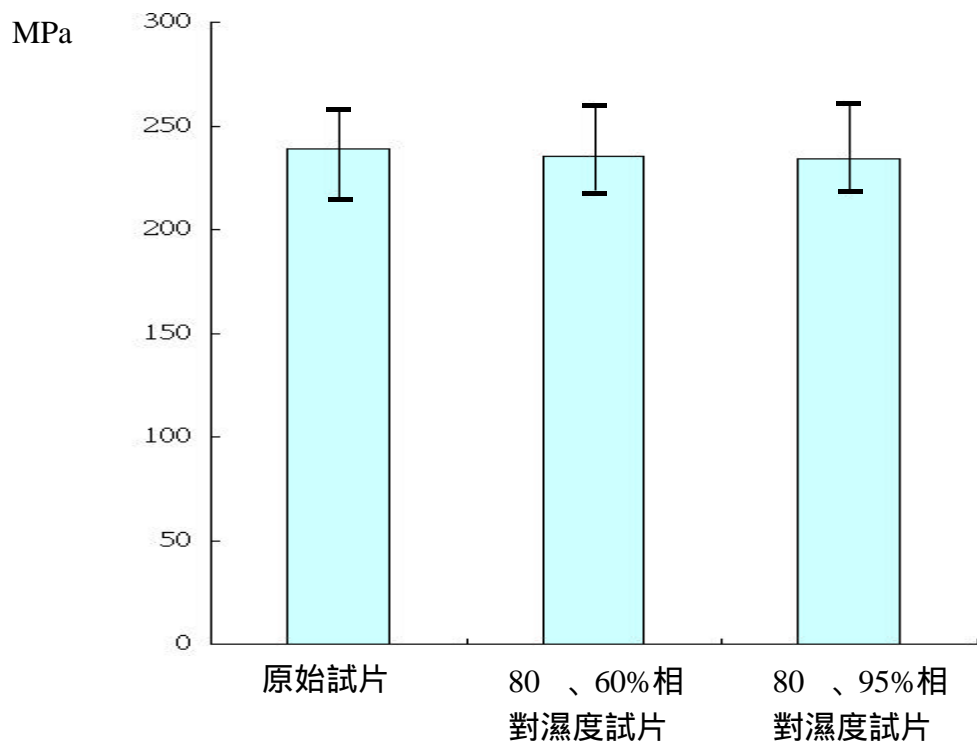


圖 4-6 受 70%UTS、0.3 疲勞壽預疲勞後試片之擬靜態壓縮強度分佈

圖

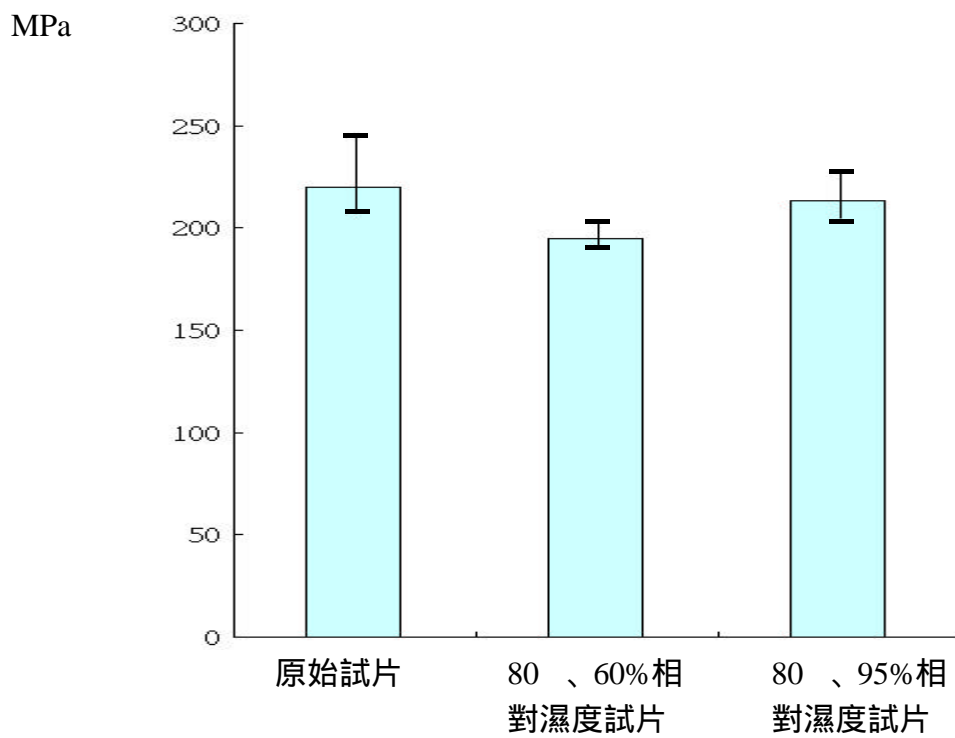


圖 4-7 受 70%UTS、0.7 疲勞壽命預疲勞後試片之擬靜態壓縮強度分

佈圖

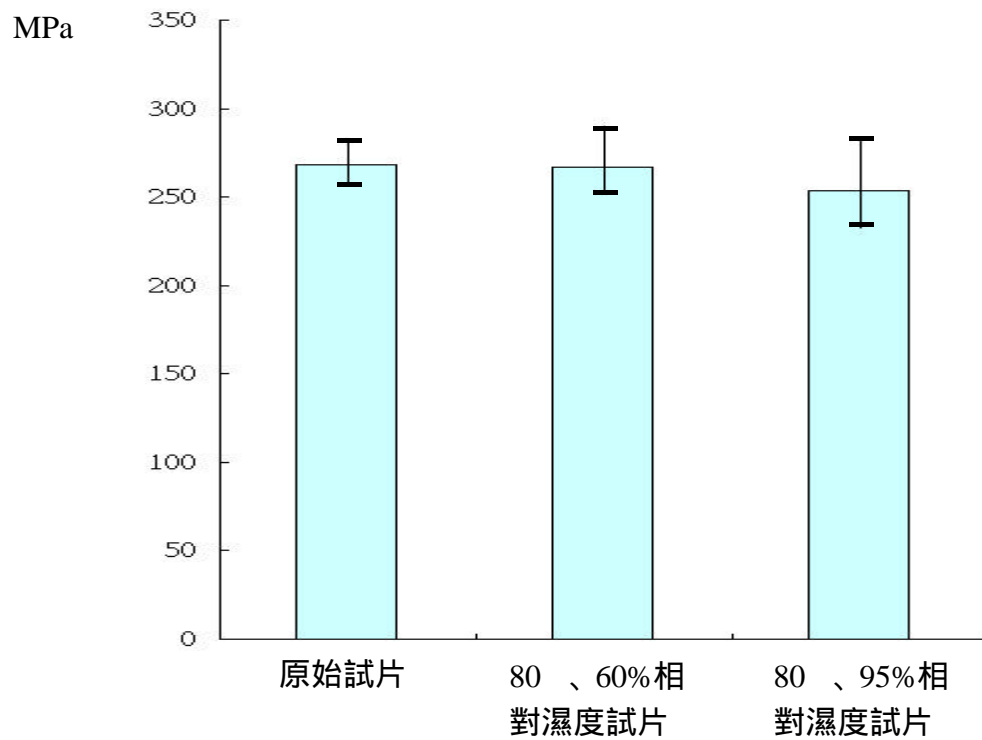


圖 4-8 受 65%UTS、0.3 疲勞壽命預疲勞後經修補試片之擬靜態壓縮

#### 強度分佈圖

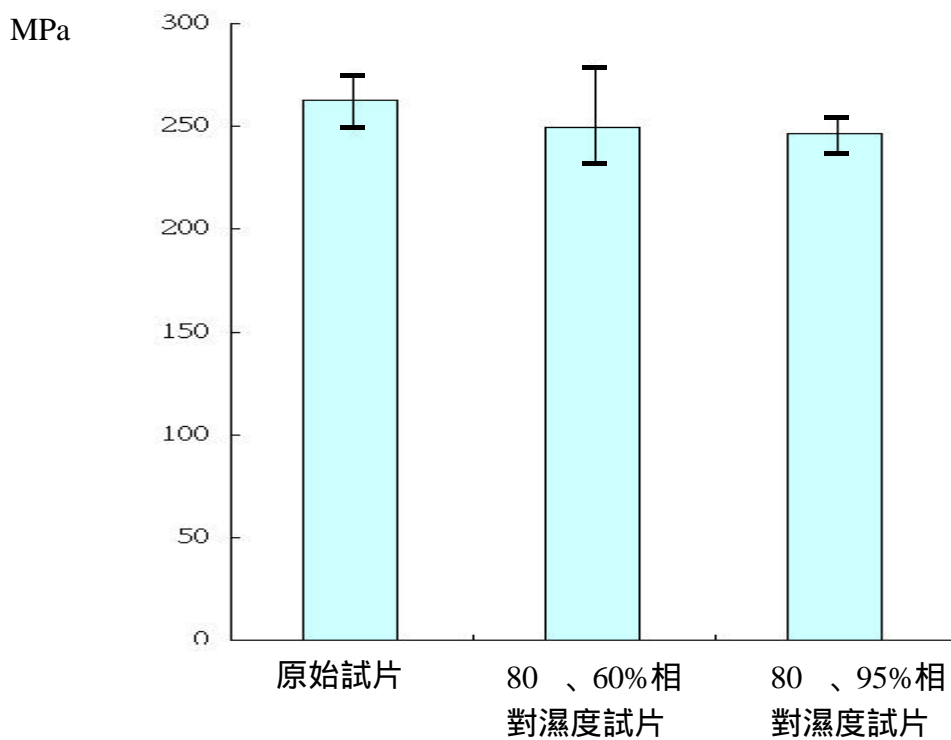


圖 4-9 受 65%UTS、0.7 疲勞壽命預疲勞後經修補試片之擬靜態壓縮

#### 強度分佈圖

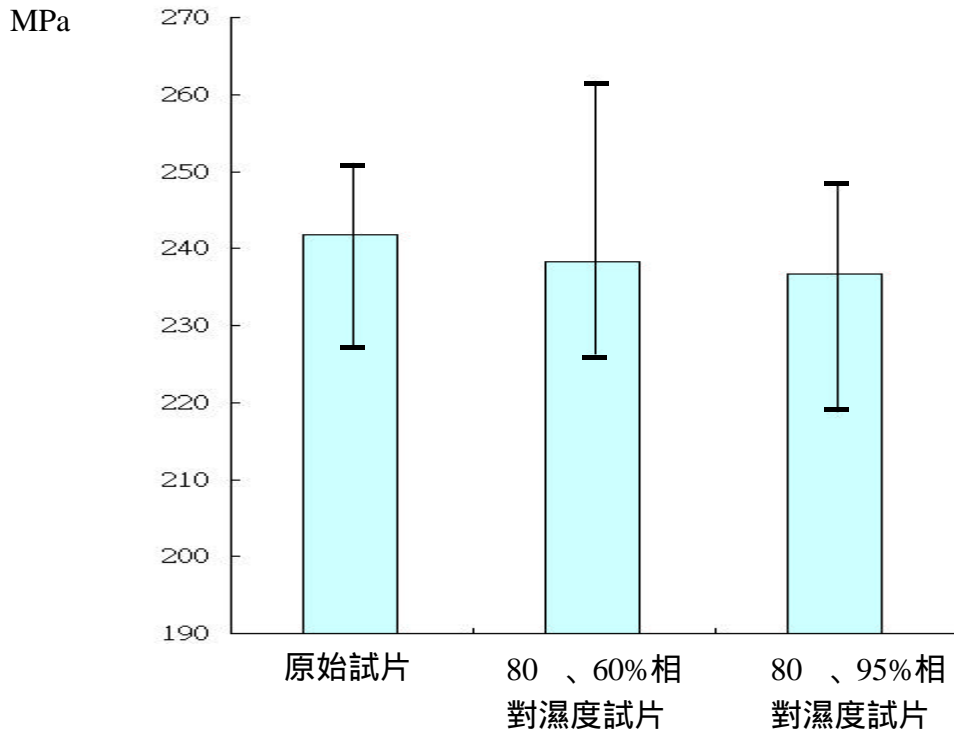


圖 4-10 70%UTS、0.3 疲勞壽命預疲勞後經修補試片之擬靜態壓縮強

#### 度分佈圖

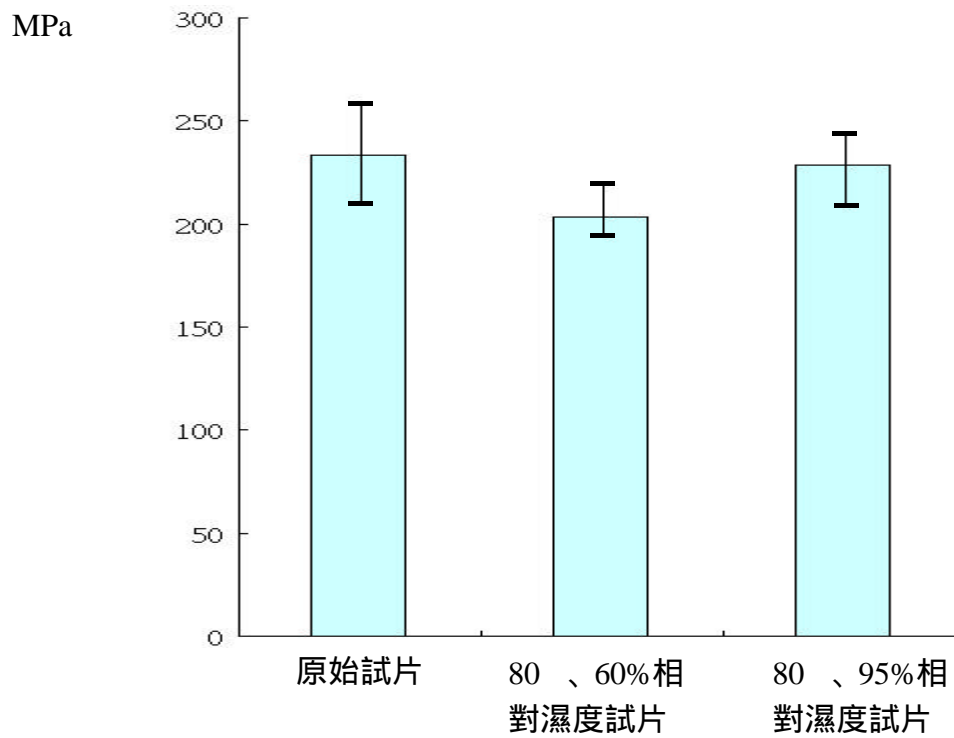


圖 4-11 受 70%UTS、0.7 疲勞壽命預疲勞後經修補試片之擬靜態壓縮

#### 強度分佈圖

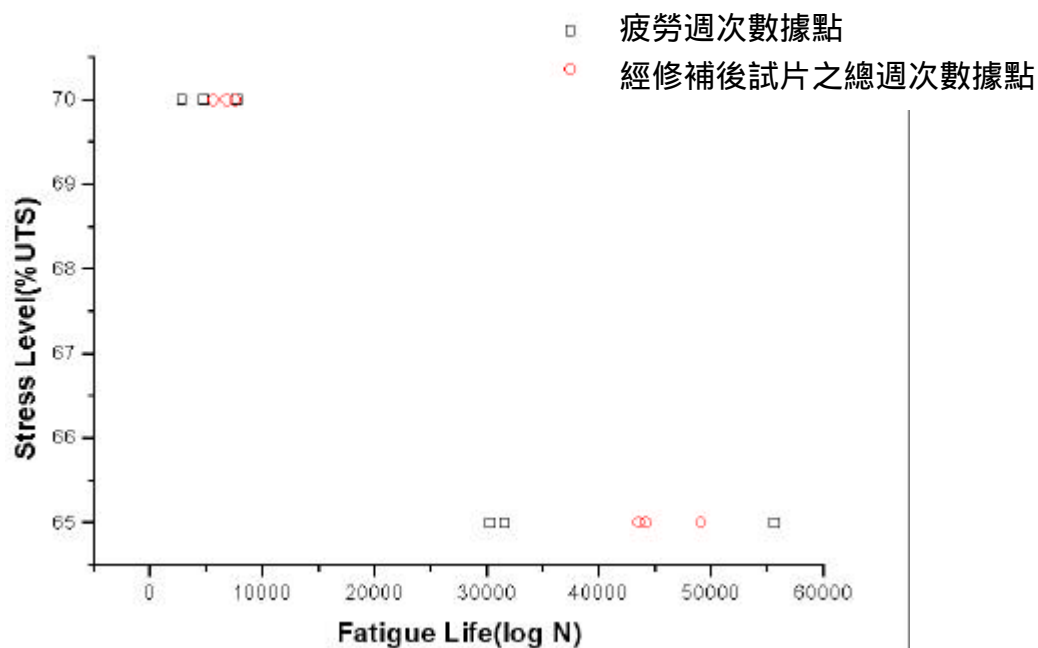


圖 4-12 原始試片受 65%、 $0.3N_f$  及 70%、 $0.3N_f$  預疲勞經修補後  
與原疲勞週次比較圖

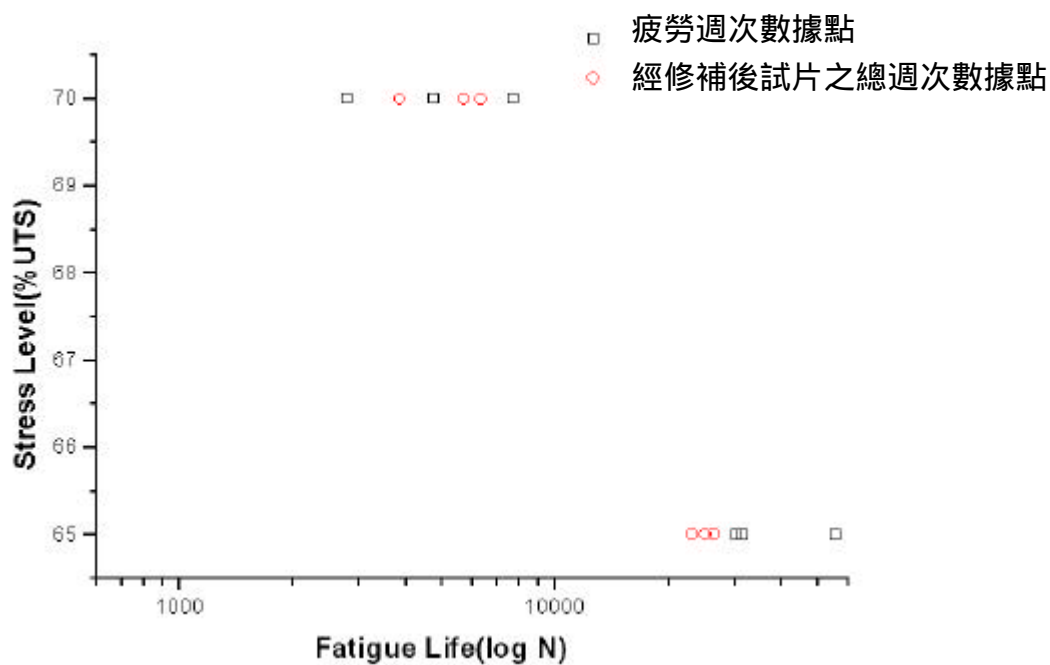


圖 4-13 原始試片受 65%、 $0.7N_f$  及 70%、 $0.7N_f$  預疲勞經修補後  
與原疲勞週次比較圖



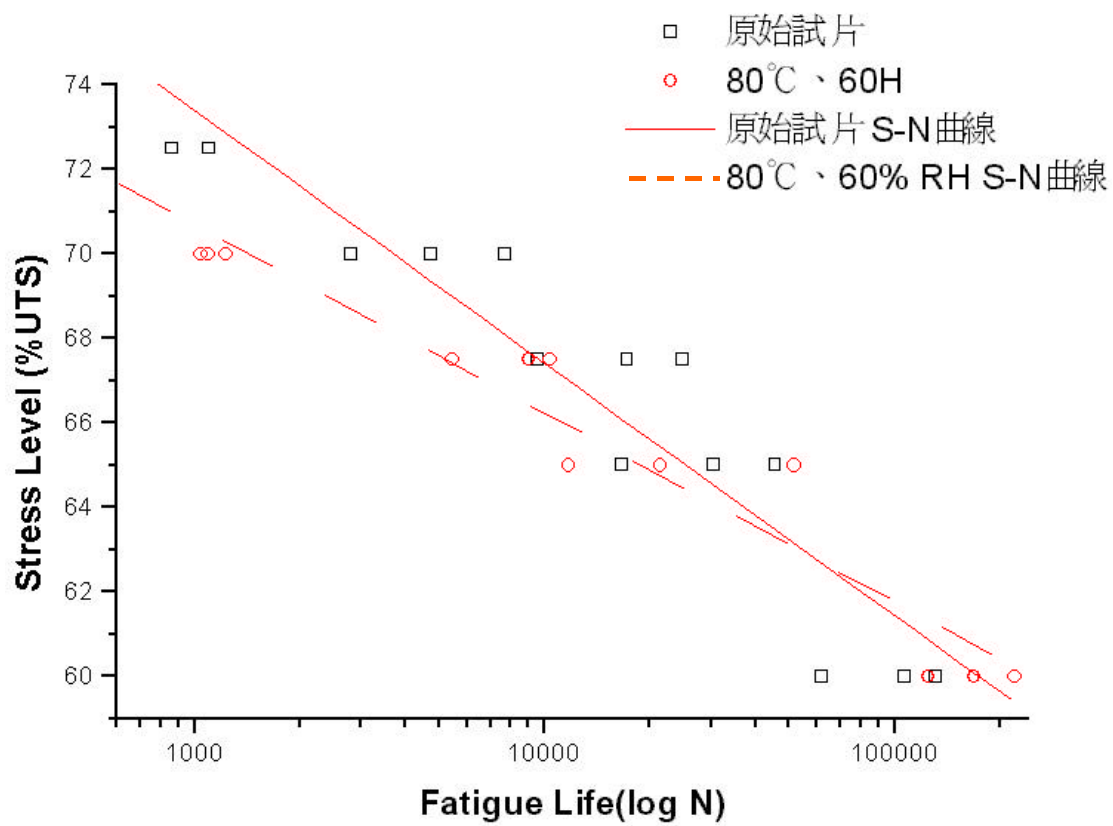


圖 4-15 原始試片與 80 、 60%相對濕度試片的疲勞壽命曲線比較圖





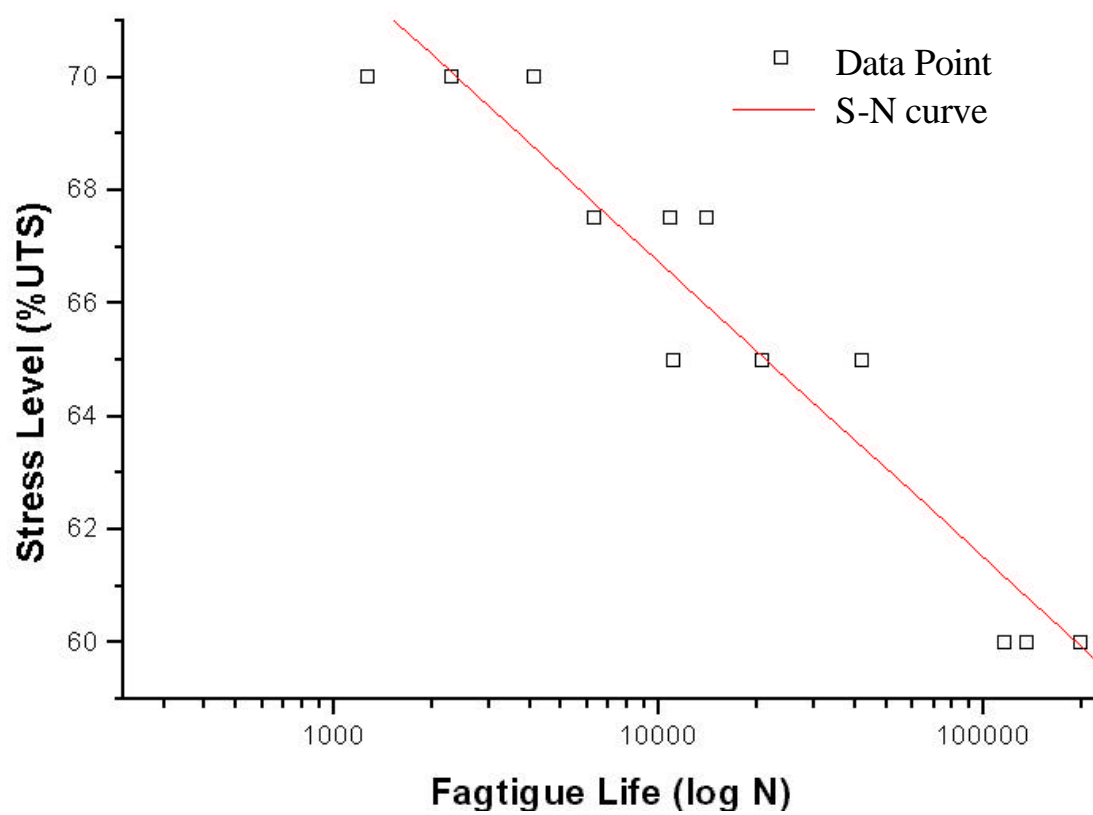


圖 4-18 80 、 95%相對濕度試片之疲勞壽命 S-N 圖

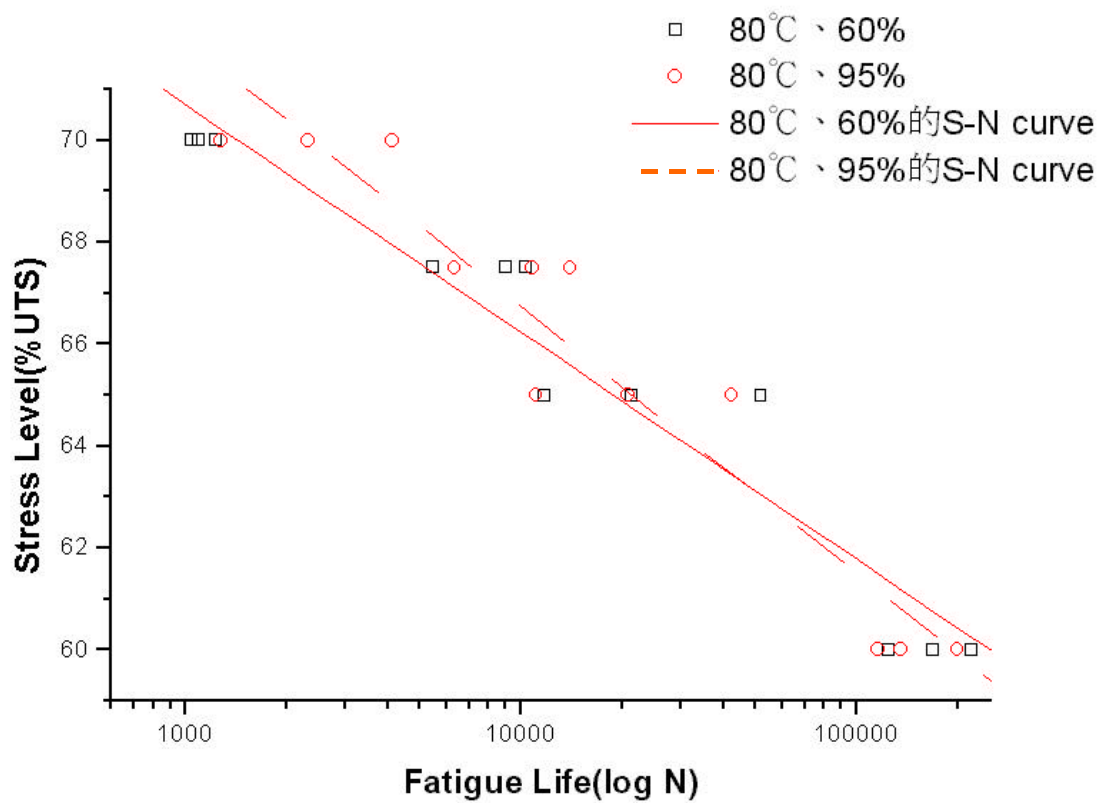


圖 4-19 80 、 95%相對濕度試片與 80 、 95%相對濕度試片的疲勞  
壽命曲線比較圖

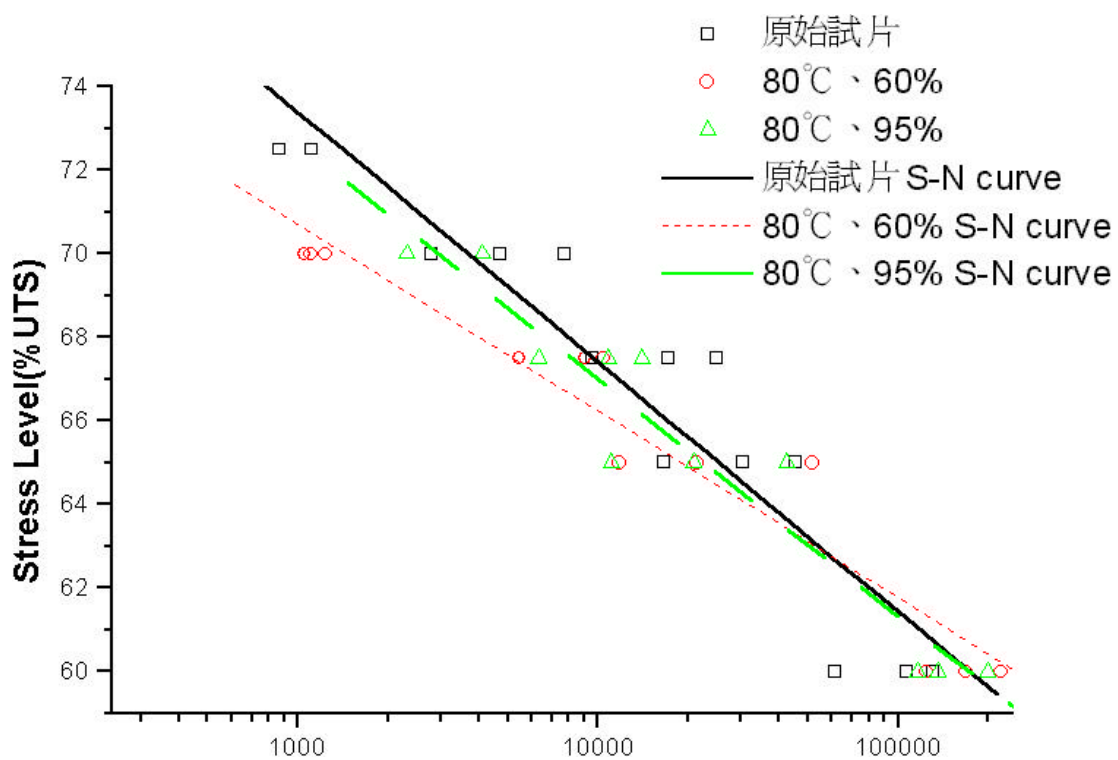


圖 4-20 原始試片與 80 °C、60%相對濕度及 80 °C、95%相對濕度  
環境因素下疲勞壽命比較圖

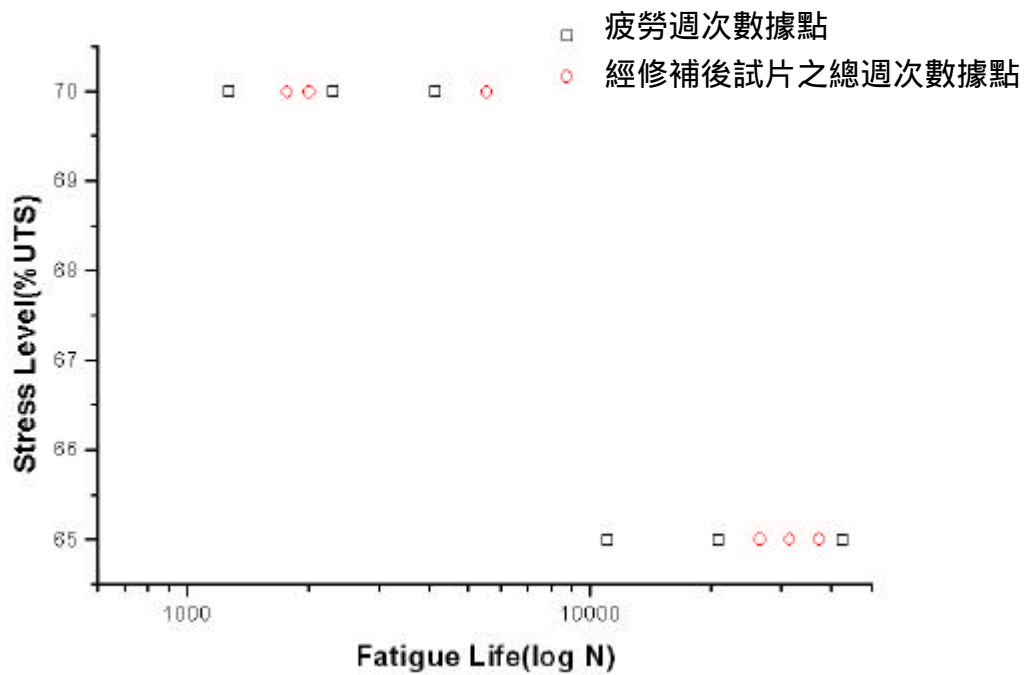


圖 4-21 80 、 95%相對濕度試片受 65%、 $0.3N_f$  及 70%、 $0.3N_f$

預疲勞經修補後與原疲勞週次比較圖

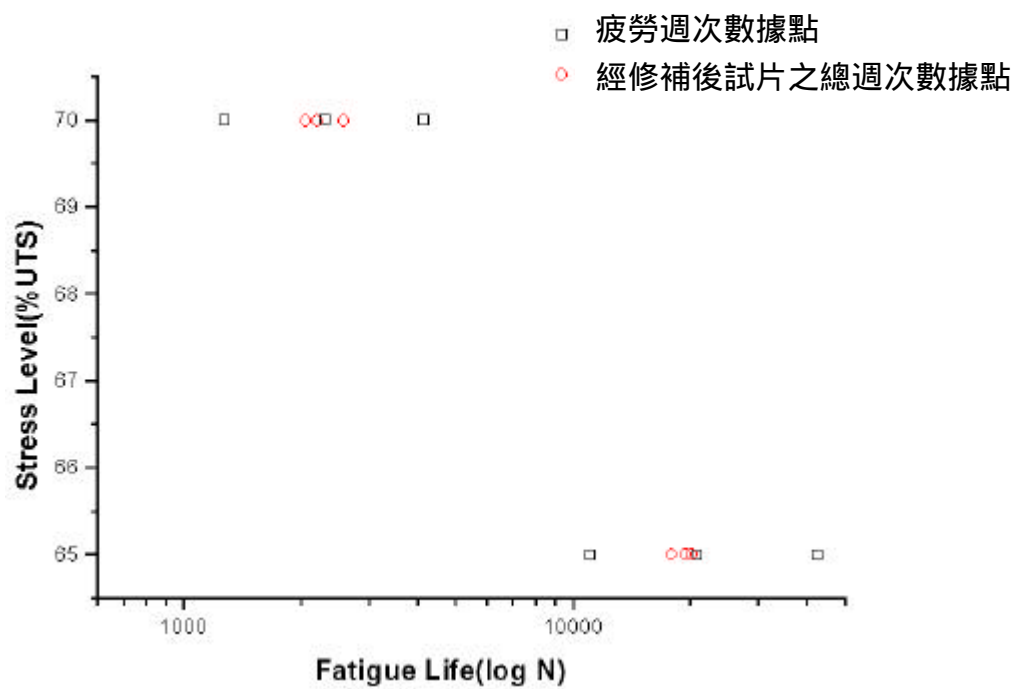


圖 4-22 80 、 95%相對濕度試片受 65%、 $0.7N_f$  及 70%、 $0.7N_f$

預疲勞經修補後與原疲勞週次比較圖

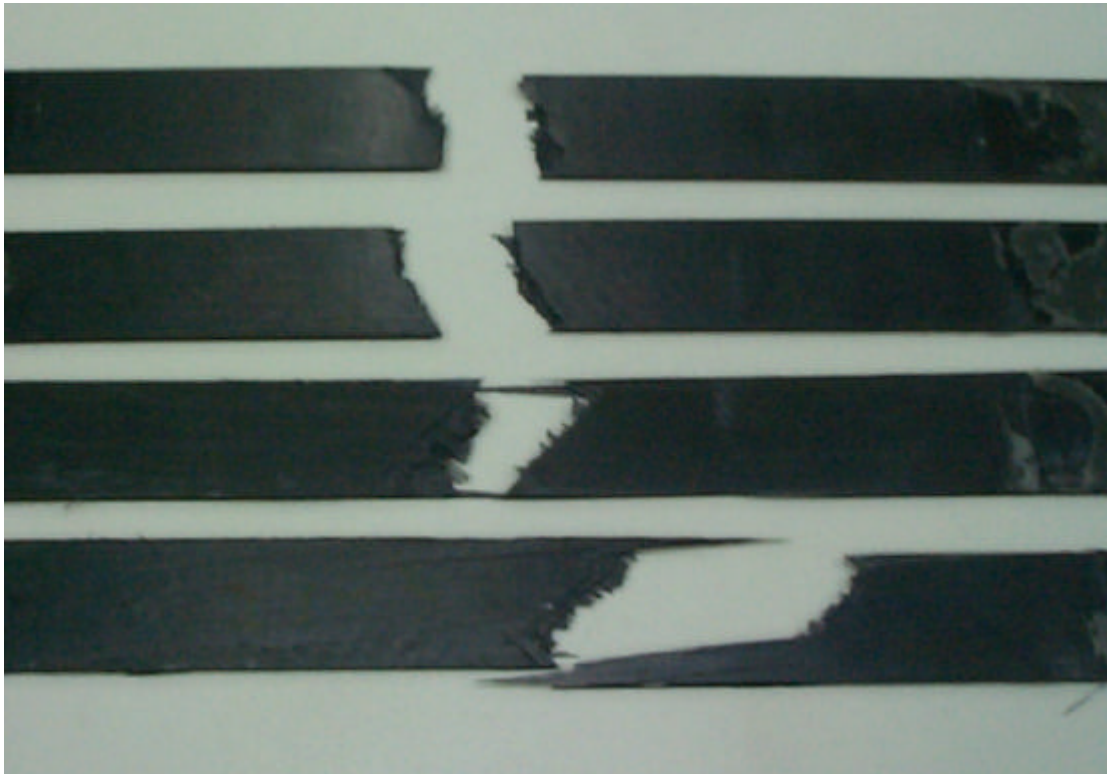


圖 4-23 拉伸 - 壓縮疲勞破壞後之試片

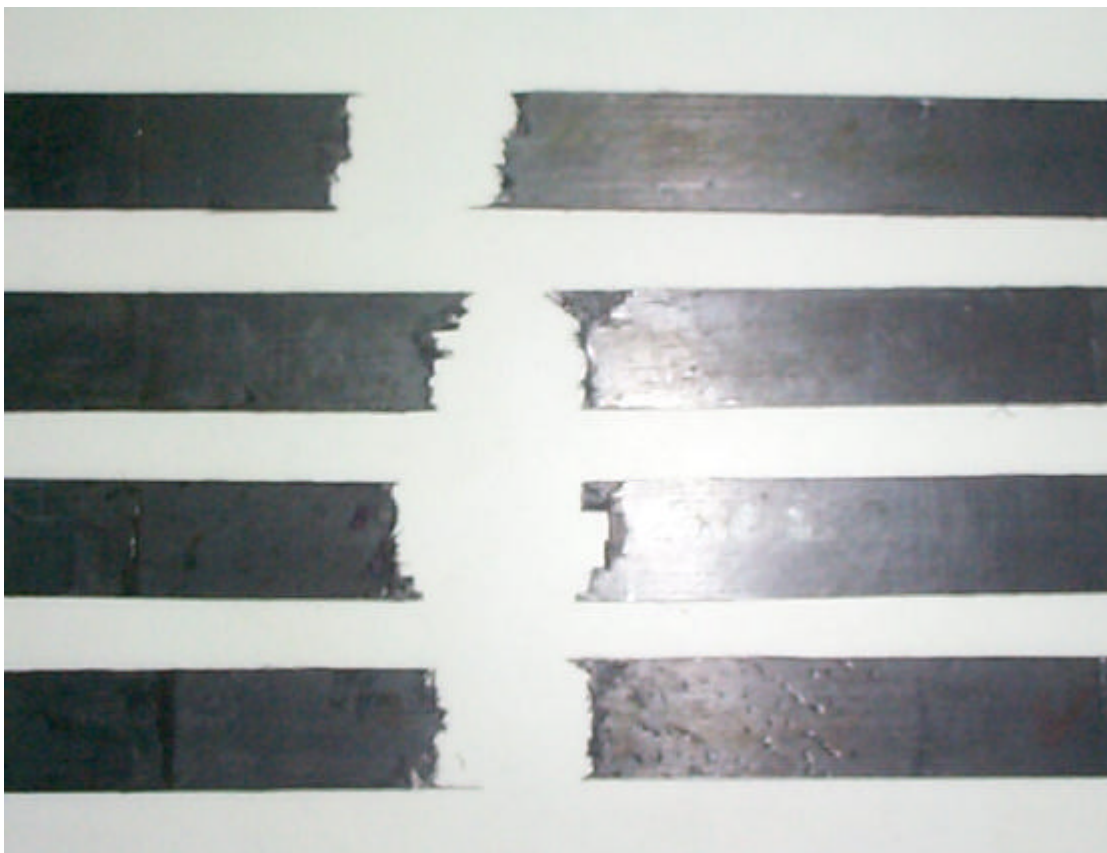
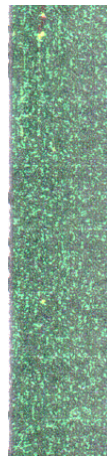
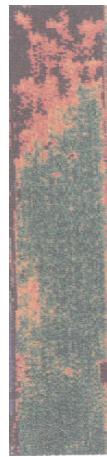


圖 4-24 經修補後拉伸 - 壓縮疲勞破壞之試片



(a)受疲勞前

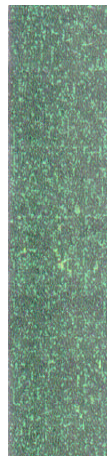


(b)預疲勞後

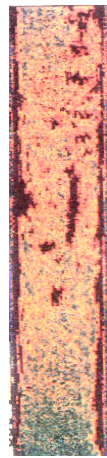


(c)修補過後

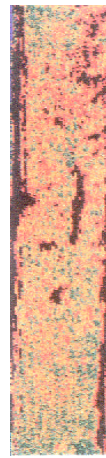
圖 4-25 以 C-Scan 檢測原始試片於 65% UTS 經 0.3 疲勞壽命及修補後之試片



(a)受疲勞前

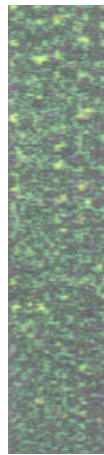


(b)預疲勞後



(c)修補過後

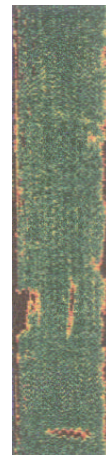
圖 4-26 以 C-Scan 檢測原始試片於 65% UTS 經 0.7 疲勞壽命及修補後之試片



(a)受疲勞前



(b)預疲勞後

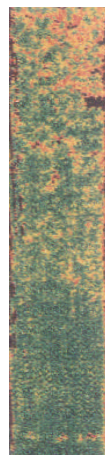


(c)修補過後

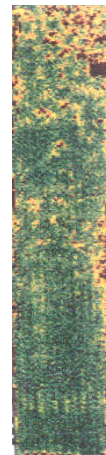
圖 4-27 以 C-Scan 檢測原始試片於 70% UTS 經 0.3 疲勞壽命及修補後之試片



(a)受疲勞前



(b)預疲勞後



(c)修補過後

圖 4-28 以 C-Scan 檢測原始試片於 70% UTS 經 0.7 疲勞壽命及修補後之試片



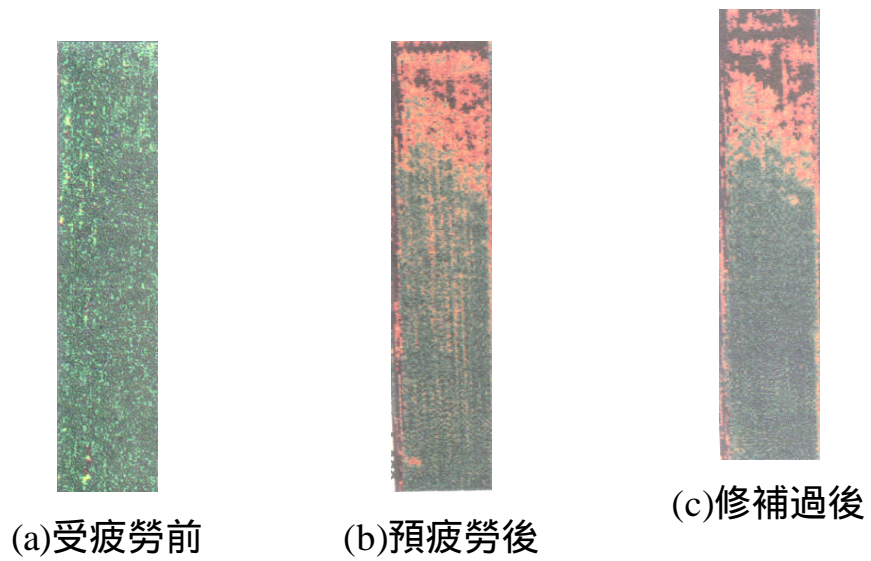


圖 4-29 以 C-Scan 檢測 80 、 60%相對濕度試片於 65% UTS 經 0.3 疲勞壽命及修補後之試片

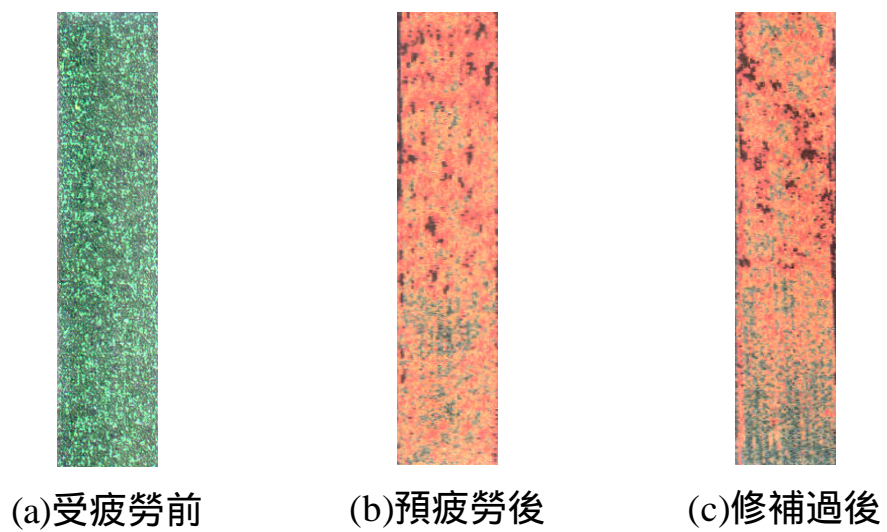
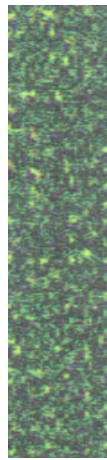
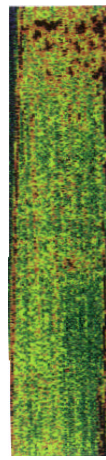


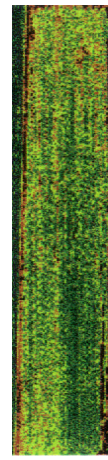
圖 4-30 以 C-Scan 檢測 80 、 60%相對濕度試片於 65% UTS 經 0.7 疲勞壽命及修補後之試片



(a)受疲勞前



(b)預疲勞後

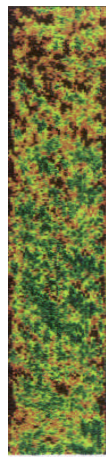


(c)修補過後

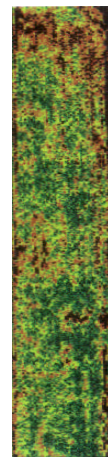
圖 4-31 以 C-Scan 檢測 80 、 60%相對濕度試片於 70% UTS 經 0.3 疲勞壽命及修補後之試片



(a)受疲勞前

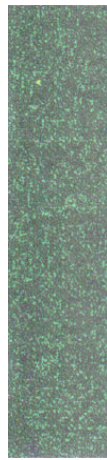


(b)預疲勞後



(c)修補過後

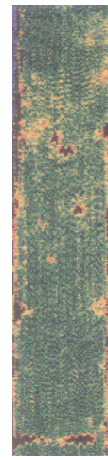
圖 4-32 以 C-Scan 檢測 80 、 60%相對濕度試片於 70% UTS 經 0.7 疲勞壽命及修補後之試片



(a)受疲勞前

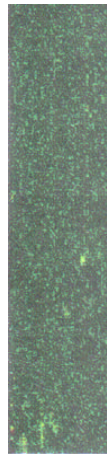


(b)預疲勞後

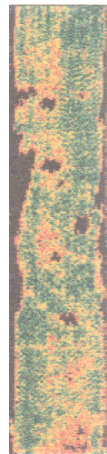


(c)修補過後

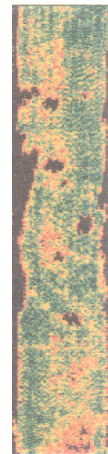
圖 4-33 以 C-Scan 檢測 80 、 95%相對濕度試片於 65% UTS 經 0.3 疲勞壽命及修補後之試片



(a)受疲勞前

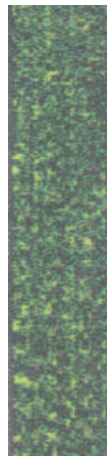


(b)預疲勞後

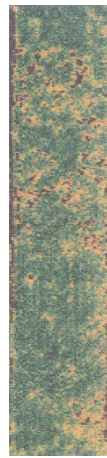


(c)修補過後

圖 4-34 以 C-Scan 檢測 80 、 95%相對濕度試片於 65% UTS 經 0.7 疲勞壽命及修補後之試片



(a)受疲勞前

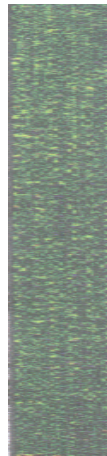


(b)預疲勞後



(c)修補過後

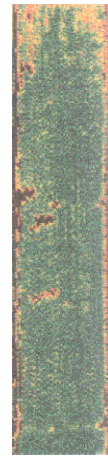
圖 4-35 以 C-Scan 檢測 80 、 95%相對濕度試片於 70% UTS 經 0.3 疲勞壽命及修補後之試片



(a)受疲勞前



(b)預疲勞後



(c)修補過後

圖 4-36 以 C-Scan 檢測 80 、 95%相對濕度試片於 70% UTS 經 0.7 疲勞壽命及修補後之試片