

第二章 文獻回顧

2-1 Graphite/epoxy 複合材料介紹

樹脂基複合材料為包含兩種或兩種以上基體材料(樹脂)和增強材料(纖維)所組成,其整體性能依照在航太、化學、醫療、機電產業以及交通運輸等各方面的需求,考慮其力學、物理、化學及工藝美觀等特點來對強化纖維與基體材料做不同比例形式的調配。

複合材料有以下的特點[3]:

- (1) 非均向性(短切纖維複合材料顯示均向性);
- (2) 不均質(或結構組織質地的不連續性);
- (3) 呈黏彈性行為;
- (4) 纖維(或樹脂)體積含量不同,材料的各項性能差異;
- (5) 影響質量因素多,材料性能多呈分散性。

尤其針對第五點,由於許多學者欲建立幾何模型,以便對複合材料做統整性的研究來建立材料參數,於是針對其複材積層板的結構、堆積順序、纖維排列方式以及缺陷效應等因素加以考量,奈何無法對這些因素互相作用的混合模式作一個歸納,因此多提出半經驗的破壞標準來做實際應用上的簡化。

Gr/epoxy 複合材料為熱固性環氧樹脂(epoxy resin),而其中的碳(石墨)纖維具有低密度、高強度、高模量、耐高溫、抗化學腐蝕、低電阻、高熱導、低熱膨脹、耐化學輻射等優良特性,此外,還具有纖維的柔曲性和可編性,以及強度優於其它強化纖維。目前被廣泛使用於航空交通運輸、土木建築等各個產業,航空上由於以石墨材料為表層或基底可以降低雷達影像的偵測,所以多被用來製造隱形飛機。

2-2 複合材料疲勞性質

「疲勞」定義為材料承受小於極限值的週期性反覆應力或應變，導致材料內部產生漸進式的破壞，研究疲勞破壞旨在對結構體進行壽命的評估。

在西元 1840 年「疲勞」這個名詞首先被提出用來表示循環負載。西元 1852-1870 年間，在學者 Fuch 以及 Stephens[4]的著作中，指出德國科學家 August Wöhler 首次有系統的進行金屬車軸疲勞破壞實驗，定義了疲勞 S-N 曲線及疲勞極限(fatigue limit)等觀念，並指出施於物件的應力範圍(stress range)為疲勞破壞之主要因素。近年來，由於複合材料高勁度、重量輕等多項特點優於傳統金屬材料，因此複合材料逐漸在人們的現今生活中取代金屬材料，而為了使用上的安全性，其疲勞性質開始廣被專家學者所研究。

2-3 疲勞破壞機制

金屬疲勞的損傷機制包含裂縫的起始 (initiation) 和成長 (propagation) 兩個階段，直至受力面積無法承受應力負載的最大值，於是破壞產生；但是對於複合材料的疲勞損傷機制，由於考量的因素相當複雜，其破壞的模式包括基材裂縫(matrix cracking)、剝離 (debonding)、滑脫 (splitting)、纖維斷裂 (fiber breakage)、脫層 (delamination)，以及纖維微挫曲 (fiber microbuckling) 等混合型態 [5,6]。Reifsnider 等人[7]將其破壞機構分為五階段 (圖 2-1)：

1. 基材裂縫成形 (matrix cracking)：在初始階段主要基材裂縫 (primary matrix crack) 大多出現在 off-axis 疊層，延著纖維方向產生，隨著所施加的應力及鄰近層所施加的拘束，裂縫數量的密度會持續的增加，稱為多重裂縫 (multiple crack)，直到裂縫

在各層都獲得平衡或空間上的飽和，此時稱為特性損傷狀態（Characteristic damage state, CDS），此為第一階段轉為第二階段的分界點，且 CDS 僅和複合材料的成份及疊層方式有關，而與負載歷程無關。

2. 裂縫耦合（cracks coupling）：當主要的基材裂縫形成，其所造成的應力集中開始讓纖維產生破壞，次要裂縫（secondary crack）的形成則因主要裂縫尖端的拉應力所造成，且與主要裂縫垂直，之後開始串連耦合，並造成介面處的剝離（debonding）。
3. 脫層（delamination）：脫層發生在內部的疊層間，是由夾層間應力造成夾層裂縫成長的混合模式，使得介面處的脫鍵相連接，層與層之間因此被分離。
4. 纖維斷裂（fiber breakage）：這個階段所有的損傷機制迅速增加，因脫層使基材傳遞應力的能力降低而讓纖維承受更大的負載，導致纖維的斷裂。
5. 材料破壞（fracture）：纖維大量斷裂後，材料內部無法相互作用，喪失其完整性，強度顯著的喪失而達到破壞。

2-4 影響疲勞因素

影響疲勞的因素包括環境的影響、材料本身以及負載的因素；環境的影響包含溫度、溼度、腐蝕環境、真空度等，材料本身的因素在微觀上包含基材特性、纖維體積比率、界面性質以及結晶形式等。在巨觀上包含幾何形狀、疊層順序及纖維方向等。負載因素則包含負載形式（單軸或多軸方向）、負載歷程（history）、應力波形式、應力比、頻率以及平均應力等。

2-5 應力(S)與破壞週次(N_f)間的關係

當複合材料受疲勞負荷時，所能承受的破壞週次，一般而言會隨著所承受的應力增加而減少，若為高應力等級，則以纖維斷裂的破壞為主導，低應力等級則為緩慢的基材裂縫成長破壞。因為複合材料的破壞模式相當複雜，故大多數學者多建立半經驗公式，來預估應力與破壞週次S- N_f 曲線間的關係。1986年 Hwang與 Han[8]研究碳纖維強化複合材料的疲勞行為時，首先提出疲勞模數的概念，並藉由疲勞模數的衰退率找出疲勞壽命方程式，因此對於碳纖維、玻璃纖維強化的複合材料，在承受張力-張力疲勞測試時，其最大應力負荷與破壞週次數的自然對數大致成線性關係，如(2-1)式所示：

$$S = a + b \log N_f \quad (2-1)$$

S為應力等級，a是常數，為S- N_f 曲線之截距

N_f 為破壞週次數，b是常數，為S- N_f 曲線之斜率

由於複合材料承受疲勞負荷時，其破壞機構有纖維斷裂、界面剪切破壞、基材裂縫及脫層等情形，因此對一般單向高分子複合材料的 S-N 圖形可以分為三個區間[9]：(圖 2-2)

- 1.纖維斷裂或界面脫鍵：在此散佈帶取為水平線是因為假設強度不會在疲勞過程中降低，所以此種損壞是屬於非漸進式(non-progressive)的損壞方式，也就是從開始到最後損壞，基材的損壞區(damage zone)是不存在的。
- 2.基材裂縫或界面剪力破壞：斜的散佈帶是屬於漸進式(progressive)的損壞模式。
- 3.材料承受的負荷在基材疲勞極限之下：疲勞極限的定義為無纖維強化之複合材料(純基材)，其基材裂縫不成長或是裂縫開始

成長在 10^6 週次之後。

若是穿插編織型(stitch)的 Gr/epoxy 試片[10]， $[\pm 45/0/90]_s$ 以及 $[\pm 30/90]_s$ 疊層方式在靜態強度都能較連續纖維排列的試片為高，而在疲勞試驗時，損壞是由試片邊緣不平整處產生，逐漸往試片中心延伸，在編織纖維處就能夠成功的抑制住損害的延伸成長，但是 $[\pm 45/0/90]_s$ 穿插編織型的疲勞壽命卻較連續纖維排列的為低，其原因為若為纖維佔主體的試片，在編織時可能造成纖維的破壞或扭曲而影響其承受負載的能力。因此必須考量到改良是否對原先的纖維排列造成不良影響，降低纖維承受負載的能力，而疊層順序也是很重要的考量因素。

Ellyin 等學者[11]提出在高頻率疲勞作用下，對於以基材為主的 $\pm 45^\circ$ 疊層之複合材料，如圖 2-3 所示，類似典型的潛變曲線，在高負載時隨著頻率的增加，由於局部的熱及應力的存在，使得週期性的潛變增加。在初使會迅速的潛變，週期性潛變的累積以及試片勁度的遞減，隨著疲勞週次數的增加而趨於明顯，而隨著平行於基材的纖維裂縫以及脫層造成疊層的損壞發生，以及增加疲勞壽命，造成正規化的勁度模數斜率由高而緩慢持續降低，逐漸趨於一穩定值，而初使模數的迅速降低符合週期性的潛變階段。也因此疲勞負載所造成的週期性潛變現象，在高頻率作用下以及週次數較高的情況下，都必需列入考慮，因為它可能使原來脆性的材料呈現黏彈行為而增加應變量，而延緩破壞發生的時間。

2-6 具圓孔複合材料的特性

缺口(notch)效應對複材靜態與疲勞性質均有所影響，依照不同形式可區分為圓孔型、V 型、橢圓型、裂縫型等，圓形孔洞因為加工

容易且應力集中現象較為緩和，因此是最常使用的加工方式，本論文探討因素之一為圓形孔之孔距寬度對 Gr/epoxy 複合材料靜態強度以及疲勞壽命的影響。

2-6.1 靜態性質

早在西元 1970 年，當時學者就使用破壞力學的觀點來解釋圓孔周圍的損壞型態，認為影響的因素包括應力集中現象、圓孔的尺寸效應以及施加的應力等級...等，但由於牽涉的因素相當複雜，通常使用線彈性破壞力學或圓孔周圍應力分布的理論，配合許多半經驗的公式來獲得材料的參數，套入推導的公式做適合曲線的計算。1974 年 Whitney 與 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和點應力準則，成功的預測具不同圓孔尺寸複合材料的靜態強度。El-Zein 等人[13]亦對 $[0/\pm\theta]_s$ 積層板提出預測模型，並與實驗得到相當吻合的驗證 Olsson 等人[14]指出開孔試片之張力和壓縮應力的應變區和破壞行為，可以由 DSP 照相量測而得，和彈性解作一個比較，並由逆轉法 IMDEP 對位移作一個預測。

Al-Ostaz 與 Jasiuk[15]也曾經利用最大彈應變能標準、有限元素法、邊界元素法以及 ANSYS 等多項軟體及理論對多孔複材以及鋁板分別探討裂縫發生的初使破壞，發現兩孔夾角為零，且孔徑寬度等同直徑時，應力集中效應最大，因此，當穿孔位置呈現一個角度，至兩孔呈垂直擺放時，有較低的應力產生。

具中心圓孔複合材料的靜態拉伸破壞模式，一般均由圓孔周圍開始[16-20]。Nakai 等人[20]發現對於同樣玻璃纖維的補強之 epoxy 樹脂基編織型的複合材料，編織孔(braided hole，簡稱 BH)比直接加工

孔(machined hole, MH) (圖 2-4) 擁有完整的纖維束，在纖維沒有被剪斷的情況下，比較高的纖維體積比所形成的束縛，擁有高於後者約 19% 的靜態強度，同時用有限元素法得到應證——巨觀破壞可以從肉眼直接觀察到試片本身的反白現象，微觀破壞須由光學顯微鏡觀察得知，MH 破壞由孔邊緣沿著和負載垂直的纖維方向產生纖維間的剝離，發生的損壞模式和 BH 大不相同。

Jen 等人[21]發現 $[90/0]_{4s}$ 正交型疊層，其裂縫由圓孔邊緣開始，沿 90° 方向延伸；而 $[\pm 45]_{4s}$ 疊層裂縫由剪力造成，沿著 $\pm 45^\circ$ 方向延伸，顯示裂縫延伸方向與纖維方向、疊層順序有關。

Yao 等人[22]以改變孔徑寬度以及討論偏心效應的影響，發現直接反映在強度及破壞負載上，而且穿孔所導致的纖維斷裂，使得在破壞過程中，由巨觀上可看出纖維的滑移、脫層以及縱向的裂縫產生，微觀上可看出纖維脫出、基材微觀裂縫以及纖維基材間接觸面的破壞(剝離)，而降低了開孔試片的負載承受能力。而隨著孔徑大小的改變，裂縫延展方向會有所不同。

Cowley 及 Kortschot 等人[16,18]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，且圓孔強度和疊層數目以及溫度都有直接關係。Kellas 等人[23]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。

對於圓孔以及填隙孔(螺栓孔)的連接強度問題，Yan 等人[24]歸納出三種破壞模式：淨拉張破壞、剪力以及承壓破壞，首項為應力集中所造成，另外兩者為纖維和基材的剪力以及壓縮破壞，這裡以夾持力、疊層的方向以及墊圈的尺寸分別做探討，若是疊置 45° 層於外，可以藉由纖維和基材的撕裂滑移，而分散圓孔周圍的應力集中效應，

然而，若是增加夾持力，將使得纖維和基材的撕裂被縱向拘束，而導致 0 度層的應力集中增加，同時降低了缺口強度；若是選擇適當的墊圈尺寸，則墊圈可分散一部分的應力負載，而能釋放圓孔周圍的應力，由於摩擦力而重新分配的應力可以降低應力集中，而達到較高的破壞負載。

2-6.2 疲勞性質

許多研究發現具圓孔的複合材料經過疲勞作用後的破壞模式，通常由圓孔周圍的脫層開始，且沿著負載方向延伸[25,26]。

Yip 及 Perng[25]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外，也使實驗數據的散佈性增加。

葉及黎[27]探討經熱循環與螺栓接合之 Gr/Epoxy 與 Gr/PEEK 的疲勞性質，發現熱循環由於基材與纖維較易剝離，故可累積較多之碎屑以利於增強側撐力，致使強度提高；另外 Gr/Epoxy 由於易於在拘束區段產生脫層，以致有明顯的二次彎矩發生，使元件無法承受高應力等級之疲勞負荷。Hwang 等人[28]說明具中心圓孔試片的疲勞強度破壞標準可以由殘留強度的逐漸降低，最後相等於最大施加應力，由殘留強度降級模組(式 2-2 及 2-3)來定義破壞：

$$\frac{\Delta E}{E_0} = AN^c \quad (2-2)$$

$$\log \frac{\Delta E}{E_0} = \log A + C \log N \quad (2-3)$$

$\Delta E/E_0$ 為彈性模數降級率，N 為應用週次數

A 及 C 為和應力等級、應力比、孔的尺寸、頻率、溫度以及溼度等等

相關的係數。

2-6.3 加工方式與型態

相對於石墨材料有以下特性：

1. 高速容忍力
2. 研磨料：如碳化物或多晶鑽石的切削工具
3. 纖維可以被利落的破壞或剪斷

但是同時也產生了以下：纖維脫出(breakout)、脫層、粉末阻塞等不良問題，一般而言，石墨纖維的處理方式多類似於玻璃纖維，除了在刀具的選擇上；單軸向纖維排列的積層板雖然提供了較好的強度及光滑表面，但是石墨纖維在鑽孔時非常易於被拖出，尤其在鑽孔的出口端，相對的編織型複材在鑽孔上較能避免這些狀況。

孔的加工缺陷多因為脫層、纖維或基材的碎屑阻塞或是由於過熱造成基材的剝蝕，另外可能由於不適當的配接、過分的夾持力、切削角過小、加工件的厚度以及進給的速度等因素都會造成嚴重的脫層，套筒或特殊的配接設計等可以減輕此問題[2]；由於鑽頭加工時中心點固定，因此產生了高溫及極高的軸向力，延性材料很容易就有塑性區的形成，同時若鑽頭鈍化則容易因為刀具的扭轉造成局部纖維和基材撕裂扭曲，因張力和壓縮應力而產生彎距，相對於複合材料極易造成層和層之間的分離而降低強度以及疲勞壽命，此為孔徑加工時需要注意的重點。

3-6.4 具圓孔的複合材料強度與疲勞壽命預測模型

1986 年 Lagace[29] 研究疊層順序及排列角度對有刻痕的 graphite/epoxy 積層板的影響，同時使用 Whitney 與 Nuismer[10]提出的點應力標準及平均應力標準來解釋實驗數據；1999 年 Soriano 等學

者[30]套用以上規範針對不同比例 $\pm 45^\circ$ 及 $0/90^\circ$ carbon/epoxy 編織型複合材料破壞應力等數據獲得的參數，套入下面將介紹的點應力標準、平均應力標準及 Mar-Lin 標準[31]分別作曲線合適度的判斷，發現平均應力標準較符合實驗結果，Mar-Lin 標準在某個尺寸區段間也能符合。

(1) 平均應力標準：由積層板在離缺口處某一位置 a_0 ，其所得平均應力等於未受損試片的靜態強度 σ_0 ，來求得 a_0

$$\frac{\sigma_N^\infty}{\sigma_0} = \frac{2(1-\xi_2)}{2-\xi_2^2-\xi_2^4+(K_T^\infty-3)[\xi_2^6-\xi_2^8]} \quad (2-4)$$

$$\xi_2 = \frac{R}{R+a_0} \quad (2-5)$$

其中 R 為孔的半徑， σ_0 為未受損試片的靜態強度； σ_N^∞ 為有缺口試片的破壞應力，應力集中參數 $K_T^\infty = 1 + [2(\frac{E_{xx}}{E_{yy}})^{1/2} - 2\nu_{xy} + (\frac{E_{xx}}{G_{xy}})]^{1/2}$ 和材料常數有關。

(2) 點應力標準：由積層板在離缺口處某一位置 d_0 ，其所得該處的點應力等於未受損試片的靜態強度 σ_0 ，來求得 d_0

$$\frac{\sigma_N^\infty}{\sigma_0} = \frac{2}{2+\xi_1^2+3\xi_1^4-(K_T^\infty-3)[5\xi_1^6-7\xi_1^8]} \quad (2-6)$$

$$\xi_1 = \frac{R}{R+d_0} \quad (2-7)$$

其中 R 為孔的半徑； σ_0 為未受損試片的靜態強度； σ_N^∞ 為有缺口試片的破壞應力，應力集中參數 $K_T^\infty = 1 + [2(\frac{E_{xx}}{E_{yy}})^{1/2} - 2\nu_{xy} + (\frac{E_{xx}}{G_{xy}})]^{1/2}$

和材料常數有關

(3) Mar-Lin 標準[31]：

疊層板的破壞發生透過接觸面的基材材料之裂縫層成長，對於複合材料疊層無限寬平板的缺口破壞應力 σ_N^∞ 為

$$\sigma_N^\infty = H_c (2R)^{-n} \quad (2-8)$$

其中 H_c 為積層板的破壞參數； R 為孔的半徑； n 為基材和纖維界面間非連續層的應力，和材料特性有關。

雖然此處所參考的許多文獻皆對具圓孔的試片，其孔徑大小、堆疊順序及纖維方向等變因依據實驗結果，或且加上有限元素模擬分析，對圓孔試片做數據或參數的歸納，但是對孔距寬度間的研究卻甚少，因此本實驗設計將試片模擬成無限寬平板，以中心孔距寬度的變化對靜態及疲勞壽命的影響，作一研究探討。

2-7 複合材料的修補

修補的主要目的是使結構元件回覆未損傷前的「承受負載能力 (load-bearing capability)」，使結構延長其使用壽命。可修補性又以強度和經濟需求的觀點進行分析：如果受破壞的區域非常小，只需要局部小區域的修補，但是若損傷區域相當大的話，整體置換較符合經濟效益。對於複合材料纖維斷裂、基材裂縫、基材和纖維間的脫鍵或脫層等的損傷型態，可以分別做不同形式的修補，例如：對於纖維的斷裂，以纖維的補償(compensating)，如強化的修補片進行修補；對於基材裂縫可用樹脂注入裂縫、脫鍵或脫層的區域。修補片的概念是將裂縫開放位移(crack opening displacement)加以限制，使其裂縫尖端的應力強度因子及能量等級降低。

造成飛機主要的損害為裂縫和環境的腐蝕，而考量到飛航安全的問題，因此對於飛機的修補必須格外謹慎，首先必須進行估價的程序，也就是判定損壞的本質，對其裂縫和尺寸作殘留強度的判定，以及考量修補的位置和補片的設計，最後用有限元素法來模擬實際上的修補效益[32]。

複合材料常見的修補方式有以下三種：貼片修補（adhesive bonding）、螺栓接合修補（mechanical fastening）及熔合修補（fusion bonding）。前兩者需配合使用補片(patch)作為纖維斷裂的補償，有兩種常用的方式：

1. 嵌合(scarf)：指將結構元件受損傷區域移除，置換新的疊層補片。
2. 堆疊(lap)：採用單層的積層板逐一疊在結構元件的損傷區。

實驗證實黏貼修補片可以有效降低造成損壞原因之圓孔周圍的應力集中現象，之後由 3D 有限元素法也驗證實驗數據的合理性，指出其確實可以恢復未發生損害前的 80% 強度，而且當修補片達到試片厚度的一半時有最佳的修補效果[33]。

1983 年 Jones[34]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；同時驗證了試片在修補後，裂縫前端的應力強度因子（stress intensity factor）會漸進的趨近一個定值的假設，並以一個簡單的方程式來預測這些應力強度因子的量值；另外也發現刻意設計的不平衡(unbalanced)疊層板可以消除因為中性軸移位帶來的彎曲場（bending field）所造成的應力強度因子上升。

1994 年 Chue 等人[35]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

周圍的應力強度因子及能量等級會因此而下降。另外，黏著層內的最大剪應力及補片內纖維的應力，則必會符合設計上的需求。一般來說，應力及應力強度因子均會受到雙軸向負載嚴重影響；實驗結果同時指出對於兩側的貼片修補（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。

1995 年 Chue 與 Liu[36]以有限單元法及應變能量密度理論（strain energy density theory）探討複合材料修補片的疊層順序對受雙軸負載且有中央歪斜裂縫平板的影響，發現修補片的最佳疊層角度是與裂縫呈 90° 及 $\pm 45^\circ$ 的三個方向；同時指出修補片的疊層順序對裂縫尖端的能量分布並無明顯的影響。2004 年 Duong[37]以結合 1-D 與 2-D 幾何非線性分析，針對承受熱負載以及純機械負載的單邊修補複合材料導出近似解法，並以有限元素法作一個映證。

Heslehurst[38]針對複合材料的修補提出其研究成果，指出修補的基本需求包括：

- (1)修補設備能力(repair facility capability)：如果沒有必須的設備或工具，也無法完成最簡單的修補設計；因此修補設計能力對修補方式有最大的影響。
- (2)損傷模式：複合材料有多種的破壞模式，但針對修補的觀點必須考慮的破壞包括：基材裂縫、脫層、脫鍵、纖維斷裂及孔洞。
- (3)損傷區域可達性(accessibility)：損傷所在位置是修補設計中的一項重要的限制，雙面的修補是較有效率的方式，而對許多只能用單面修補方法的原件，則需將會造成彎曲的偏心負載傳遞納入設計考量中。