

國立清華大學

博士論文

題目：溫度濕度效應與預扭及低能量衝擊之交互作用
對碳纖維/環氧樹脂複合材料疲勞行為之影響

The Fatigue Behavior of Carbon/Epoxy Composites Under
Pretorsion, Low-energy Impact and Hygrothermal Effects

系別：動力機械工程學系 組別：固力組

學號姓名：837706 王 丁 (Ting Wang)

指導教授：葉 銘 泉 (Ming-Chuen Yip) 博士

中華民國九十二年七月十八日

摘 要

本研究之目標乃針對 Carbon/Epoxy $[0/45/90/-45]_{2s}$ 擬均向性複合材料積層板之疲勞性質與微觀分析，進行一系統性之探討；分析此複合材料在不同溫度及濕度環境下，及承受扭矩負載及低能量衝擊情況下，其破壞機制與其對疲勞性質之影響，探討積層板承受扭矩負載和低能量衝擊之耦合效應(couple effects)後，其殘餘拉伸強度分佈情形，以及不同應力負載下之疲勞性質，訂出其疲勞測試之 S-N 曲線方程式。藉此比較，吾人可探討材料承受扭矩負載以及衝擊交互作用前、後對拉伸-拉伸疲勞性質的差異性。另外，觀察材料在不同的溫度及濕度環境下，承受扭矩負載、低能量衝擊及疲勞測試後之損傷以及斷裂面之破壞情形，藉以探討各分析模式之適用性，以發揮 CFRP 複合材料之特性，並能安全的應用於航空、國防科技與民生工業上。經由實驗結果之比較，發現不論應力負載的大小及溫溼度環境的高低，先預扭再經低能量衝擊最後再經溫濕處理之試片，多半有比一般預估值有較長的疲勞壽命表現；而先預扭再經溫濕處理再經低能量衝擊之試片，疲勞壽命表現次之；而先低能量衝擊再預扭再經溫濕處理之試片，疲勞壽命表現再次之；先低能量衝擊再經溫濕處理最後再經扭轉作用之試片疲勞壽命最短。

Abstract

This work presents a systematic study of the fatigue behavior and microscopic analysis of Carbon/Epoxy $[0/45/90/-45]_{2S}$ quasi-isotropic composite laminates. The failure mechanism and fatigue effects of the composites under pretorsional twist angle, low-energy impact and/or hygrothermal treatment are investigated in this study. The couple effects of the laminates under pretorsional twist angle, low-energy impact and/or hygrothermally treated as well as the distribution of the residual tensile strength and the S-N curve under various stress levels are also studied. The residual strength of the specimen under hygrothermal treatment is decreased, especially for 60°C with 60%RH treatment. Pretorsion then low-energy impact and then hygrothermal treatment specimen has the longest fatigue life, pretorsion then hygrothermally treated and then low-energy impact specimen has the secondary fatigue life that longer than the low-energy impact then pretorsion and then hygrothermally treated specimen, however, the low-energy impact first then hygrothermally treated and then pretorsion specimen has the shortest fatigue life.

誌 謝

清華的研究生生活，現在也已進入尾聲，在恩師 葉銘泉博士的諄諄教誨下，不論在學業及待人接物處事上，均獲益良多，尤其是老師對學生的關心與照顧，及對學生的尊重，都令學生不勝感激。

感謝四位口試委員 單秋成博士、葉維磐博士、葉孟考博士及江國寧博士，對此論文所提出的寶貴意見，使本論文得以更加周延。並感謝巢慶成教授生前對我的教導，開啟了我對固力研究的興趣。

感謝大丙學長、秀玲學姐、永川、家泰、忠霖、瑞雍、智涵、嘉瑋、維綸等學弟妹，在試片製作、實驗過程、儀器操作等諸多方面，所給予的熱情幫助及平日對我的照顧與協助，謝謝你們。

感謝我的家人，他們是我最堅強的後盾，有了他們的鼓勵與支持，使我能克服萬難完成學業。特別是內人道？，在我求學當中，除了處理繁雜的家務還要兼顧子女的教育與交通的接送，使我能心無旁騖的專注於學業與學校工作，在此特別感謝她多年來的辛勞，真是辛苦了。亦感謝小女珮嘉、犬子思遠在電腦軟硬體應用方面之協助。

最後感謝 神的帶領與保守，以及教會弟兄姊妹的關懷及代禱，使我在平安喜樂與感恩中，歡愉的度過每一天。

目 錄

	頁次
摘要	
符號說明	iii
圖表目錄	v
第一章 前言	1
第二章 文獻回顧	4
2.1 熱固性複合材料的溫度效應	4
2.2 熱固性複合材料的濕度影響	5
2.3 溫熱效應對熱固性複合材料的影響	6
2.4 複合材料的扭轉性質	7
2.4.1 損傷機制	7
2.4.2 靜態強度	7
2.4.3 疲勞壽命	7
2.4.4 殘餘強度	8
2.5 複合材料的衝擊性質	8
2.5.1 衝擊損傷	9
2.5.2 影響衝擊性質之因素	10
2.6 複合材料的疲勞性質	12
2.6.1 溫度效應	12
2.6.2 溼度效應	12
2.6.3 破壞型態	12
2.6.4 疲勞損傷	13
2.6.5 殘餘性質	14
2.7 溫度濕度對疲勞性質影響	14

2.8	衝擊對疲勞性質影響	15
2.9	溫度及預扭對疲勞性質影響	16
2.10	濕度與衝擊對疲勞性質影響	16
2.11	S-N 曲線	17
第三章	研究方法及實驗內容	18
3.1	實驗材料	18
3.2	實驗設備及儀器	18
3.3	試片製作及檢測	20
3.4	實驗方法及程序	21
第四章	結果與討論	28
4.1	靜態拉伸強度試驗	28
4.2	扭轉試驗	28
4.3	貫穿衝擊試驗	28
4.4	殘餘強度	29
4.4.1	預扭後之殘餘強度	29
4.4.2	溫溼度作用後之殘餘強度	29
4.4.3	溫溼度作用後再受預扭交互作用之殘餘強度	30
4.4.4	低能量衝擊後之殘餘強度	30
4.4.5	試片經預扭再受低能量衝擊作用後的殘餘強度	31
4.4.6	試片經低能量衝擊再受扭轉作用後的殘餘強度	31
4.5	拉伸疲勞試驗	31
4.5.1	疲勞對原始試片之影響	31
4.5.2	預扭對疲勞壽命的影響	32
4.5.3	低能量衝擊對疲勞壽命的影響	33
4.5.4	試片經預扭或低能量衝擊作用後之疲勞影響比較	34

4.5.5 試片經預扭及低能量衝擊交互作用後之疲勞影響	34
4.5.6 試片經溫度溼度作用對疲勞壽命的影響	35
4.5.7 試片經溫溼度處理及預扭交互作用後之疲勞影響	36
4.5.7.1 試片先受溫濕度處理再受扭轉作用後之疲勞影響	36
4.5.7.2 試片先經預扭作用再受溫溼度處理後之疲勞影響	37
4.5.7.3 試片受到預扭及溫濕度交互作用對疲勞壽命的比較	38
4.5.8 試片經溫溼度處理及低能量衝擊交互作用後之疲勞影響	39
4.5.8.1 試片經溫溼度處理再低能量衝擊後之疲勞影響	39
4.5.8.2 試片經低能量衝擊再受溫溼度處理後之疲勞影響	40
4.5.8.3 試片受到低能量衝擊及溫濕度交互作用對疲勞壽命的比較	41
4.5.9 試片經溫溼度處理及預扭與低能量衝擊交互作用後之疲勞影響	41
4.5.9.1 試片經預扭及溫溼度處理再受低能量衝擊溫作用後之疲勞影響	41
4.5.9.2 試片經低能量衝擊作用及溫溼度處理再受扭轉後之疲勞影響	42
4.5.9.3 試片經低能量衝擊及預扭作用再受溫溼度處理後之疲勞影響	43
5.5.9.4 試片經預扭與低能量衝擊作用再受溫溼度處理後之疲勞影響	43
4.5.9.5 試片經預扭與低能量衝擊作用及受 25°C , 60%RH 溫溼度處理交互作用後之疲勞影響	44
4.5.9.6 試片經預扭與低能量衝擊作用及受 25°C , 90%RH 溫溼度處理交互作用後之疲勞影響	44

4.5.9.7 試片經預扭與低能量衝擊作用及受 60°C , 60%RH 溫溼度處理交互作用後之疲勞影響	44
4.5.9.8 試片經預扭與低能量衝擊作用及受 60°C , 90%RH 溫溼度處理交互作用後之疲勞影響	45
4.5.9.9 試片未經溫溼度處理與經溫溼度處理受到低能量衝 擊與扭轉交互作用之疲勞壽命比較	45
4.6 C-scan 非破壞性性能檢驗	48
4.7 破壞型態	52
4.8 SEM 微觀破壞性能檢驗	54
第五章 結論	58
第六章 未來展望	59
參考文獻	60
表附錄	72
圖附錄	102

符號說明

a	常數，為S-N曲線之截距
b	常數，為S-N曲線之斜率
F_{\max}	貫穿衝擊過程中之最大負荷
G	剪力模數
G_c	臨界應變能釋放率
J	焦耳 (Joule)
N	疲勞週次數
N_f	疲勞破壞週次數
S	最大應力負荷
T	扭矩值
T_u	最大扭矩值
T_g	玻璃轉換溫度
U	衝擊能量
U_i	低能量衝擊之初始能量
U_t	貫穿衝擊破壞所需的總能量
σ	材料靜態強度，UTS
θ	扭轉角度
θ_u	脫層最大扭轉角度
% RH	相對濕度百分比

表目錄

表 4-1 實驗程序及簡寫代號對照表	72
表 4-2 試片置於室溫環境下的靜態拉伸強度及勁度	73
表 4-3 試片置於室溫環境下的扭轉試驗結果	73
表 4-4 室溫環境下試片的貫穿衝擊試驗結果	73
表 4-5 室溫環境下以 0.3 μ 預扭後之殘餘強度(釋放扭轉角)	74
表 4-6 室溫環境下以 0.3 μ 預扭後之殘餘強度(未釋放扭轉角)	74
表 4-7 試片置於 25°C, 60%RH 三天後的靜態拉伸強度及勁度	74
表 4-8 試片置於 25°C, 90%RH 三天後的靜態拉伸強度及勁度	75
表 4-9 試片置於 60°C, 60%RH 三天後的靜態拉伸強度及勁度	75
表 4-10 片置於 60°C, 90%RH 三天後的靜態拉伸強度及勁度	75
表 4-11 試片置於 25°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度 及勁度(釋放扭轉角)	76
表 4-12 試片置於 25°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度 及勁度(釋放扭轉角)	76
表 4-13 試片置於 60°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度 及勁度(釋放扭轉角)	76
表 4-14 試片置於 60°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強 度及勁度(釋放扭轉角)	77
表 4-15 試片置於 25°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度 及勁度(未釋放扭轉角)	77
表 4-16 試片置於 25°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度 及勁度(未釋放扭轉角力)	77
表 4-17 試片置於 60°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強 度及勁度(未釋放扭轉角)	78

表 4-18 試片置於 60°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度及勁度(未釋放扭轉角)	78
表 4-19 試片經0.3U _i 低能量衝擊作用後的殘餘強度及勁度	78
表 4-20 試片經0.3T _u 扭矩再受0.3U _i 低能量衝擊作用後的殘餘強度及勁度	79
表 4-21 試片經0.3U _i 低能量衝擊再受0.3T _u 扭矩作用後的殘餘強度及勁度(釋放扭轉角)	79
表 4-22 試片經0.3U _i 低能量衝擊再受0.3T _u 扭矩作用後的殘餘強度及勁度(未釋放扭轉角)	79
表 4-23 原始試片之拉伸疲勞壽命	80
表 4-24 原始試片預扭後之拉伸疲勞壽命(釋放扭轉角)	80
表 4-25 原始試片預扭後之拉伸疲勞壽命(未釋放扭轉角)	81
表 4-26 原始試片經低能量衝擊後之拉伸疲勞壽命	81
表 4-27 試片經低能量衝擊再扭轉後之拉伸疲勞壽命(釋放扭轉角)	82
表 4-28 試片經低能量衝擊再扭轉後之拉伸疲勞壽命(未釋放扭轉角)	82
表 4-29 試片經預扭再低能量衝擊後之拉伸疲勞壽命	83
表 4-30 試片置於25°C, 60%RH三天後的拉伸疲勞壽命	83
表 4-31 試片置於25°C, 90%RH三天後的拉伸疲勞壽命	84
表 4-32 試片置於60°C, 60%RH三天後的拉伸疲勞壽命	84
表 4-33 試片置於60°C, 90%RH三天後的拉伸疲勞壽命	85
表 4-34 片置於 25°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的拉伸疲勞壽命(未釋放扭轉角)	85
表 4-35 片置於 25°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的拉伸疲勞壽命(未釋放扭轉角)	86
表 4-36 置於 60°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的拉伸疲勞壽命	86

(未釋放扭轉角)	
表 4-37 置於 60°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的拉伸疲勞壽命	87
(未釋放扭轉角)	
表 4-38 試片經預扭作用再置於25°C, 90%RH三天後的拉伸疲勞壽命	87
(未釋放扭轉角)	
表 4-39 試片經預扭作用再置於25°C, 90%RH三天後的拉伸疲勞壽命	88
(未釋放扭轉角)	
表 4-40 試片經預扭作用再置於25°C, 90%RH三天後的拉伸疲勞壽命	88
(未釋放扭轉角)	
表 4-41 試片經預扭作用再置於25°C, 90%RH三天後的拉伸疲勞壽命	89
(未釋放扭轉角)	
表 4-42 試片置於 25°C, 60%RH 三天後再經低能量衝擊的拉伸疲勞壽命	89
表 4-43 試片置於 25°C, 90%RH 三天後再經低能量衝擊的拉伸疲勞壽命	90
表 4-44 試片置於 60°C, 60%RH 三天後再經低能量衝擊的拉伸疲勞壽命	90
表 4-45 試片置於 60°C, 90%RH 三天後再經低能量衝擊的拉伸疲勞壽命	91
表 4-46 試片經低能量衝擊再置於25°C, 60%RH三天後的拉伸疲勞壽命	91
表 4-47 試片經低能量衝擊再置於 25°C, 90%RH 三天後的拉伸疲勞壽命	92
表 4-48 片經低能量衝擊再置於 60°C, 60%RH 三天後的拉伸疲勞壽命	92
表 4-49 試片經低能量衝擊再置於 60°C,90%RH 三天後的拉伸疲勞壽命	93

表 5-50 試片經預扭作用再置於 25°C, 60%RH 三天後再經低能量 衝擊的拉伸疲勞壽命	93
表 4-51 試片經預扭作用再置於 25°C, 90%RH 三天後再經低能量 衝擊的拉伸疲勞壽命	94
表 4-52 試片經預扭作用再置於 60°C, 60%RH 三天後再經低能量 衝擊的拉伸疲勞壽命	94
表 4-53 試片經預扭作用再置於 60°C, 90%RH 三天後再經低能量 衝擊的拉伸疲勞壽命	95
表 4-54 試片經低能量衝擊再置於 25°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用 的拉伸疲勞壽命 (未釋放扭轉角)	95
表 4-55 試片經低能量衝擊再置於 25°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用 的拉伸疲勞壽命 (未釋放扭轉角)	96
表 4-56 片經低能量衝擊再置於 60°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用 的拉伸疲勞壽命 (未釋放扭轉角)	96
表 4-57 試片經低能量衝擊再置於 60°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用 的拉伸疲勞壽命 (未釋放扭轉角)	97
表 4-58 片經低能量衝擊再受扭轉作用最後再置於 25°C, 60%RH 三天後的拉伸疲勞壽命 (未釋放扭轉角)	97
表 4-59 試片經低能量衝擊再受扭轉作用最後再置於 25°C, 90%RH 三天後的拉伸疲勞壽命 (未釋放扭轉角)	98
表 4-60 試片經低能量衝擊再受扭轉作用最後再置於 60°C, 60%RH 三天後的拉伸疲勞壽命 (未釋放扭轉角)	98
表 4-61 試片經低能量衝擊再受扭轉作用最後再置於 60°C, 90%RH 三天後的拉伸疲勞壽命 (未釋放扭轉角)	99
表 4-62 試片經預扭作用再經低能量衝擊再置於 25°C, 90%RH	99

三天後的拉伸疲勞壽命		
表 4-63	試片經預扭作用再經低能量衝擊再置於25°C, 90%RH	100
三天後的拉伸疲勞壽命		
表 4-64	試片經預扭作用再經低能量衝擊再置於60°C, 60%RH	100
三天後的拉伸疲勞壽命		
表 4-65	試片經預扭作用再經低能量衝擊再置於60°C, 90%RH	101
三天後的拉伸疲勞壽命		

圖目錄

圖 3-1 積層材料及消耗材料在壓力釜中之排列順序	102
圖 3-2 積層材料及消耗材料在壓力釜中之加壓、加溫程序圖	103
圖 3-3 試片尺寸	103
圖 3-4 實驗流程圖	104
圖 4-1 室溫環境下試片的靜態拉伸應力-應變圖	104
圖 4-2 室溫環境下試片的扭轉試驗結果	105
圖 4-3 室溫環境下試片的貫穿試驗結果	106
圖 4-4 (a) 試片經 $0.3 U_i$ 預扭後的靜態拉伸應力-應變圖 (釋放扭轉角)	106
圖 4-4 (b) 試片經 $0.3 U_i$ 預扭後的靜態拉伸應力-應變圖 (未釋放扭轉角)	107
圖 4-5 試片於室溫環境下經 $0.3U_i$ 低能量衝擊後的靜態拉伸應力- 應變圖	107
圖 4-6 試片於室溫環境下經 $0.3U_i$ 低能量衝擊後的靜態拉伸應力- 應變圖	108
圖 4-7 試片經預扭再受低能量衝擊作用後的靜態拉伸應力-應變圖	108
圖 4-8 試片經低能量衝擊再受扭轉作用後的靜態拉伸應力-應變圖	109
圖 4-9 試片置於 25°C , 60%RH 三天後的靜態拉伸應力-應變圖	109
圖 4-10 試片置於 25°C , 90%RH 三天後的靜態拉伸應力-應變圖	110
圖 4-11 試片置於 60°C , 60%RH 三天後的靜態拉伸應力-應變圖	110
圖 4-12 試片置於 60°C , 90%RH 三天後的靜態拉伸應力-應變圖	111
圖 4-13 試片置於 25°C , 60%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度 對應變之關係圖(釋放扭轉角)	111
圖 4-14 試片置於 25°C , 90%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度	112

對應變之關係圖(釋放扭轉角)	
圖 4-15 試片置於 60°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度	112
對應變之關係圖(釋放扭轉角)	
圖 4-16 試片置於 60°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度	113
對應變之關係圖(釋放扭轉角)	
圖 4-17 試片置於 25°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度	113
對應變之關係圖(未釋放扭轉角)	
圖 4-18 試片置於 25°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度	114
對應變之關係圖(未釋放扭轉角)	
圖 4-19 試片置於 60°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度	115
對應變之關係圖(未釋放扭轉角)	
圖 4-20 試片置於 60°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度	115
對應變之關係圖(未釋放扭轉角)	
圖 4-21 不同情況拉伸強度之比較圖	116
圖 4-22 室溫環境下原始試片(F)的 S-N 疲勞壽命曲線圖	117
圖 4-23 原始試片與預扭後(F, TF, TUF)的 S-N 疲勞壽命比較圖	117
圖 4-24 原始試片與低能量衝擊後(F, IF)的S-N疲勞壽命比較圖	118
圖 4-25 原始試片與預扭及低能量衝擊後(F, TF, IF)的S-N疲勞壽命比較圖	118
圖 4-26 原始試片與預扭及低能量衝擊後(F, TUF, IF)的S-N疲勞壽命比較圖	119
圖 4-27 原始試片與預扭及低能量衝擊交互作用後(F, TIF, ITF)的S-N疲勞壽命比較圖	119
圖 4-28 原始試片與預扭及低能量衝擊交互作用後(F, TF, TIF)的S-N疲勞壽命比較圖	120

圖 4-29 原始試片與低能量衝擊及預扭交互作用後(F, ITF, ITUF) 的S-N疲勞壽命比較圖	120
圖 4-30 原始試片與不同的溫度溼度作用的S-N疲勞壽命比較圖	121
圖 4-31 試片先經溫溼度處理再經扭轉作用之S-N疲勞壽命比較圖	121
圖 4-32 試片先經扭轉作用再經溫溼度處理之S-N疲勞壽命比較圖	122
圖 4-33 試片經25°C, 60%RH及預扭交互作用之S-N疲勞壽命比較圖	122
圖 4-34 試片經25°C, 90%RH及預扭交互作用之S-N疲勞壽命比較圖	123
圖 4-35 試片經60°C, 60%RH及預扭交互作用之S-N疲勞壽命比較圖	123
圖 4-36 試片經60°C, 90%RH及預扭交互作用之S-N疲勞壽命比較圖	124
圖 4-37 試片經低能量衝擊再經溫溼度處理之S-N疲勞壽命比較圖	124
圖 4-38 試片經溫溼度處理再經低能量衝擊之S-N疲勞壽命比較圖	125
圖 4-39 試片經25°C, 60%RH及低能量衝擊交互作用之S-N疲勞 壽命比較圖	125
圖 4-40 試片經25°C, 90%RH及低能量衝擊交互作用之S-N疲勞 壽命比較圖	126
圖 4-41 試片經60°C, 60%RH及低能量衝擊交互作用之S-N疲勞 壽命比較圖	126
圖 4-42 試片經60°C, 90%RH及低能量衝擊交互作用之S-N疲勞 壽命比較圖	127
圖 4-43 試片經預扭再溫溼度處理再受低能量衝擊交互作用之 S-N疲勞壽命比較圖	127
圖 4-44 試片經低能量衝擊再溫溼度處理再受扭轉交互作用之 S-N疲勞壽命比較圖	128
圖 4-45 試片經低能量衝擊再扭轉再受溫溼度處理交互作用之 S-N疲勞壽命比較圖	128

圖 4-46 試片經預扭再低能量衝擊再受溫溼度處理交互作用之 S-N疲勞壽命比較圖	129
圖 4-47 試片經25°C, 60%RH及低能量衝擊與扭轉交互作用之 S-N疲勞壽命比較圖	129
圖 4-48 試片經25°C, 90%RH及低能量衝擊與扭轉交互作用之 S-N疲勞壽命比較圖	130
圖 4-49 試片經60°C, 60%RH及低能量衝擊與扭轉交互作用之 S-N疲勞壽命比較圖	130
圖 4-50 試片經60°C, 90%RH及低能量衝擊與扭轉交互作用之 S-N疲勞壽命比較圖	131
圖 4-51 試片未經溫溼度處理與經25°C, 60%RH受到低能量衝擊 與扭轉交互作用之S-N疲勞壽命比較圖	131
圖 4-52 試片未經溫溼度處理與經25°C, 90%RH受到低能量衝擊 與扭轉交互作用之S-N疲勞壽命比較圖	132
圖 4-53 試片未經溫溼度處理與經60°C, 60%RH受到低能量衝擊 與扭轉交互作用之S-N疲勞壽命比較圖	132
圖 4-54 試片未經溫溼度處理與經60°C, 90%RH受到低能量衝擊 與扭轉交互作用之S-N疲勞壽命比較圖	133
圖 4-55 試片受到低能量衝擊與扭轉交互作用未經溫溼度處理與經 25°C, 60%RH之S-N疲勞壽命比較圖	133
圖 4-56 試片受到低能量衝擊與扭轉交互作用未經溫溼度處理與經 25°C, 90%RH之S-N疲勞壽命比較圖	134
圖 4-57 試片受到低能量衝擊與扭轉交互作用未經溫溼度處理與經 60°C, 60%RH之S-N疲勞壽命比較圖	134
圖 4-58 試片受到低能量衝擊與扭轉交互作用未經溫溼度處理與經	135

60°C, 90%RH之S-N疲勞壽命比較圖	
圖 4-59 以超音波 C-scan 掃描拉伸疲勞過程中的脫層成長情形 (原始試片 F, 應力等級: 65% UTS)	136
圖 4-60 以超音波 C-scan 掃描拉伸疲勞過程中的脫層成長情形 (預扭後釋放扭轉角 TF, 應力等級: 65% UTS)	136
圖 4-61 以超音波 C-scan 掃描拉伸疲勞過程中的脫層成長情形 (低能量衝擊 IF, 應力等級: 65% UTS)	137
圖 4-62 以超音波 C-scan 掃描拉伸疲勞過程中的脫層成長情形 (a) ITF (b) TIF (應力等級: 65% UTS)	137
圖 4-63 經溫濕度作用後之試片應力等級為 65% UTS 之 C-scan 圖	138
圖 4-64 先經溫濕度處理再扭轉作用後 65% UTS 之試片 C-scan 圖	139
圖 4-65 先經預扭再受溫濕度處理後之試片 65% UTS 之 C-scan 圖	140
圖 4-66 試片經預扭及溫溼度交互作用後於 65% UTS 及 30,000 週次數 之 C-scan 比較圖	141
圖 4-67 試片先經溫濕度處理再受低能量衝擊 65% UTS 之 C-scan 圖	142
圖 4-68 試片先經低能量衝擊再受溫濕度處理 65% UTS 之 C-scan 圖	143
圖 4-69 試片經低能量衝擊及溫溼度交互作用後於 65% UTS 30,000 週次數之 C-scan 比較圖	144
圖 4-70 經低能量衝擊及溫濕度處理後再受扭轉作用於 65% UTS 之試片 C-scan 圖	145
圖 4-71 經預扭及溫濕度處理後再受低能量衝擊作用於 65% UTS 之試片 C-scan 比較圖	146
圖 4-72 試片經預扭及溫濕度處理與低能量衝擊交互作用後於 65% UTS 及 30,000 週次數之 C-scan 比較圖	147
圖 4-73 原始試片拉伸疲勞後之側面照相圖	148

圖 4-74 試片經預扭後(釋放扭轉角)拉伸疲勞破壞之側面照相圖	148
圖 4-75 試片經衝擊作用後拉伸疲勞破壞之側面照相圖	149
圖 4-76 試片經低能量衝擊再經扭轉作用之疲勞破壞側面照片圖	149
圖 4-77 試片經扭轉作用再經低能量衝擊處理之疲勞破壞側面照片圖	150
圖 4-78 試片經 25°C, 60%RH 作用之拉伸疲勞破壞側面照片圖	150
圖 4-79 試片經 25°C, 90%RH 作用之拉伸疲勞破壞側面照片圖	151
圖 4-80 試片經 60°C, 60%RH 作用之拉伸疲勞破壞側面照片圖	151
圖 4-81 試片經 60°C, 90%RH 作用之拉伸疲勞破壞側面照片圖	152
圖 4-82 片經 60°C, 90%RH 處理再經扭轉作用之疲勞破壞側面照片圖	152
圖 4-83 試片經扭轉作用再經 60°C, 90%RH 處理之疲勞破壞側面 照片圖	153
圖 4-84 試片經 60°C, 90%RH 處理再經低能量衝擊作用之疲勞破壞 側面照片圖	153
圖 4-85 試片經低能量衝擊作用再經 60°C, 90%RH 處理之疲勞破壞 側面照片圖	154
圖 4-86 試片經低能量衝擊及 60°C, 90%RH 處理再經扭轉作用之 疲勞破壞側面照片圖	154
圖 4-87 試片經扭轉作用及 60°C, 90%RH 處理再經低能量衝擊之 疲勞破壞側面照片圖	155
圖 4-88 試片經低能量衝擊及扭轉作用再經 60°C, 90%RH 處理之疲勞 破壞側面照片圖	155
圖 4-89 試片經扭轉作用及低能量衝擊再經 60°C, 90%RH 處理之疲勞 破壞側面照片圖	156
圖 4-90 原始試片經 65% UTS 後之疲勞破壞 SEM 圖	157

圖 4-91 試片經預扭作用後(釋放扭轉角)之疲勞破壞 SEM 圖	157
圖 4-92 試片經預扭作用後(未釋放扭轉角)之疲勞破壞 SEM 圖	158
圖 4-93 試片經低能量衝擊作用後之疲勞破壞 SEM 圖	158
圖 4-94 經 25 μ m, 60%RH 溫濕度處理後之試片 SEM 圖	159
圖 4-95 經 25 μ m, 90%RH 溫濕度處理後之試片 SEM 圖	159
圖 4-96 經 60 μ m, 60%RH 溫濕度處理後之試片 SEM 圖	160
圖 4-97 經 60 μ m, 90%RH 溫濕度處理後之試片 SEM 圖	160
圖 4-98 先經 25 μ m, 60%RH 溫溼度處理後再預扭之試片 SEM 圖	161
圖 4-99 先經 25 μ m, 90%RH 溫溼度處理後再預扭之試片 SEM 圖	161
圖 4-100 先經 60 μ m, 60%RH 溫溼度處理後再預扭之試片 SEM 圖	162
圖 4-101 先經 60 μ m, 90%RH 溫溼度處理後再預扭之試片 SEM 圖	162
圖 4-102 經預扭再受 25 μ m, 60%RH 溫溼度處理後之試片 SEM 圖	163
圖 4-103 經預扭再受 25 μ m, 90%RH 溫溼度處理後之試片 SEM 圖	163
圖 4-104 經預扭再受 60 μ m, 60%RH 溫溼度處理後之試片 SEM 圖	164
圖 4-105 經預扭再受 60 μ m, 90%RH 溫溼度處理後之試片 SEM 圖	164
圖 4-106 先經 25 μ m, 60%RH 溫溼度處理再受低能量衝擊之試片 SEM 圖	165
圖 4-107 先經 25 μ m, 90%RH 溫溼度處理再受低能量衝擊之試片 SEM 圖	165
圖 4-108 先經 60 μ m, 60%RH 溫溼度處理再受低能量衝擊之試片 SEM 圖	166
圖 4-109 先經 60 μ m, 90%RH 溫溼度處理再受低能量衝擊之試片 SEM 圖	166
圖 4-110 試片先經低能量衝擊再受 25 μ m, 60%RH 溫溼度處理之 SEM 圖	167

圖 4-111 試片先經低能量衝擊再受 25 , 90%RH 溫溼度處理之 SEM 圖	167
圖 4-112 試片先經低能量衝擊再受 60 , 60%RH 溫溼度處理之 SEM 圖	168
圖 4-113 試片先經低能量衝擊再受 60 , 90%RH 溫溼度處理之 SEM 圖	168
圖 4-114 經低能量衝擊及扭轉作用後再受 25 , 60%RH 溫濕度處理於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖	169
圖 4-115 經低能量衝擊及扭轉作用後再受 25 , 90%RH 溫濕度處理於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖	169
圖 4-116 經低能量衝擊及扭轉作用後再受 60 , 60%RH 溫濕度處理於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖	170
圖 4-117 經低能量衝擊及扭轉作用後再受 60 , 90%RH 溫濕度處理於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖	170
圖 4-118 經低能量衝擊及 25 , 60%RH 溫濕度處理再受扭轉作用後於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖	171
圖 4-119 經低能量衝擊及 25 , 90%RH 溫濕度處理再受扭轉作用後於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖	171
圖 4-120 經低能量衝擊及 60 , 60%RH 溫濕度處理再受扭轉作用後於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖	172
圖 4-121 經低能量衝擊及 60 , 90%RH 溫濕度處理再受扭轉作用後於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖	172
圖 4-122 經扭轉及低能量衝擊再受 25 , 60%RH 溫濕度處理作用後於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖	173
圖 4-123 經扭轉及低能量衝擊再受 25 , 90%RH 溫濕度處理作用後	173

於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

圖 4-124 經扭轉及低能量衝擊再受 60 °,60%RH 溫濕度處理作用後 174

於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

圖 4-125 經扭轉及低能量衝擊再受 60 °,90%RH 溫濕度處理作用後 174

於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

圖 4-126 經扭轉及 25 °,60%RH 溫濕度處理再受低能量衝擊作用後 175

於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

圖 4-127 經扭轉及 25 °,90%RH 溫濕度處理再受低能量衝擊作用後 175

於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

圖 4-128 經扭轉及 60 °,60%RH 溫濕度處理再受低能量衝擊作用後 176

於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

圖 4-129 經扭轉及 60 °,90%RH 溫濕度處理再受低能量衝擊作用後 176

於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

第一章 前言

近年來，高性能複合材料已被廣泛地應用在運輸、國防工業和民生工業上，舉凡子彈列車、飛機、火箭、衛星、太空梭等先進的高科技產品，對於速度、容量及安全性的要求也越來越高，尤其在材料結構選擇方面，都是挑選質量輕、強度高的材料，而高性能複合材料(advanced composite materials)就是符合上述條件中的一種材料，此種材料具有高比強度和高比勁度及具可控制之方向性等特點，並可藉著調整複合材料之成份，而可具有耐酸、抗鹼、絕緣、絕熱及電波穿透等特殊功能，故為現今產業界所重用。

當材料受到週期性之往復負荷時，即使施加的負荷低於材料的極限強度，在某個數目的週次作用之後，仍然可能發生破壞，這種行為稱為「疲勞破壞」。這是因為材料在製造過程中，內部都會存有一些不可避免的缺陷；當材料承受到週期性之往復負荷時，在這些缺陷處，就會產生微小裂縫並逐漸成長及延伸，當材料的有效面積無法承受施加負荷時就會發生破壞。由於疲勞破壞是突然發生的，事先由材料外觀上不容易看出任何徵兆，因此更具危險性，而需要事先審慎研究及預防。尤其近年來複合材料逐漸被應用到航空器材上，其安全性更是不容忽視。

複合材料在加工或是運送過程中，可能因加工不良及運送的疏失，造成複合材料受到側向扭矩，導致內部脫層或其他損傷；此外，複合材料在使用中，常會受到各種外物的衝擊，如飛機在起落時易受到跑道上碎石或

空中飛鳥的撞擊；航行中有時也會受到暴風雨、冰雹等的衝擊；甚至在地面維修時，由於工作人員的疏忽，將工具掉落在機身表面，都會造成飛機的損傷。這些損傷在外觀上往往不是很明顯，甚至容易被忽略，事實上對材料的靜態及疲勞性質已經產生了影響。因此，研究複合材料受到扭矩及衝擊後的機械性質變化，是有其必要性的。

複合材料於不同的外在環境下，表現出的機械性質皆有所不同，亦即環境是影響複合材料機械性質的重要變因，而其中以溫度和濕度的影響最大，最具有代表性。由於外界之相對濕度會影響複合材料的含水量，因而改變了材料的機械性質，而空氣中相對濕度會隨著天氣、季節、各地氣候等因素而有很大的變化。尤其在複合材料受到扭矩或是衝擊作用後，內部都會產生脫層，使得外界水氣更容易進入到材料中，這時材料可能對濕度更為敏感。此外，複合材料在高溫環境下，基材的各種機械性質也會隨著溫度升高而有明顯的改變，對於材料的疲勞壽命都會產生很大的影響。

現今工業對材料的要求越來越高，具有高比強度、高比勁度的高性能材料之使用率越來越高。本文使用carbon/epoxy之高性能複合材料，並設定 $[0/45/90/-45]_{2S}$ 疊序之擬均向性複合材料為試片，先後對於試片進行低能量衝擊及/或扭轉作用，並配合恆溫恆濕機的交互作用之後，再做靜態拉伸實驗及拉伸疲勞試驗，以便研究試片經過不同的溫溼度環境下並受到低能量衝擊及預扭之交互作用後，對於材料靜態強度、殘餘強度及疲勞性質的影響。

響。而由 Yip 及 Lee[1] 之研究報告得知：複材承受之扭矩如低於脫層最大扭轉角度 θ_u 之 0.3 倍時，對材料的殘餘強度影響不大約降低 1%，但會造成疲勞性質的減弱；此外，若複材承受之衝擊能量值小於貫穿衝擊時之初始能量 $0.3U_i$ 時，對材料的殘餘強度約降低 6%，但對疲勞壽命卻有明顯的降低。而在一般實際生活中，複材工作件在搬運中可能會有輕微之扭轉或彎曲發生，對材料而言相當已承受一扭轉作用，但此扭矩值仍小於 $0.3U_i$ ；而於工作中掉落工具於工件上，此衝擊能量亦多小於 $0.3U_i$ ，故本文是選用 $0.3\theta_u$ 及 $0.3U_i$ 作為預扭值及低能量衝擊值，並依程序進行各項試驗。

本實驗利用本系及材料中心現有設備如鑽石切割機 C-scan 超音波系統等，進行試片的製作和檢測。再利用恆溫恆濕機、落錘式衝擊試驗機、Mini Tower 衝擊試驗機，及 Instron-1322 型軸向-扭轉伺服液壓試驗系統，及其附屬之週邊設備，進行靜態拉伸試驗與疲勞試驗及數據收集分析，以便了解材料的機械性質及疲勞特性。

第二章 文獻回顧

有關複合材料機械性質之研究，近年來已進行得相當多，今僅就溫度效應、溼度效應、溼熱效應、扭轉效應、衝擊效應等因素對材料靜態及疲勞強度等之影響，就目前為止之研究狀況，分別概述如下：

2.1 熱固性複合材料的溫度效應

1995年Miyano等學者[2]研究發現高分子樹脂無論是在玻璃轉換溫度 T_g 之上或是之下，其材料的機械行為都與溫度、時間有關，此即為其黏彈行為之特性；同樣的，以高分子樹脂為基材的複合材料，其機械性質也就會與時間、溫度有關。

1997年Huang等學者[3]研究發現，由於複材內之纖維、基材及黏著劑的熱膨脹係數(CTE)均不相同，因此在壓製graphite/epoxy積層板的過程中，當使用快的冷卻速率時，即會導致積層板內殘餘熱應力的產生[3]。

1989年Kim等學者[4]在探討冷卻速率對正交型非對稱性積層板的影響中發現，隨著冷卻速率的增加，殘餘應力會輕微地增加，而此應力足以造成層板裂縫並導致彎曲的情形產生。

溫度低時，殘餘應力由於複材內各層板之熱膨脹係數不同而會增加，表示基材性質愈脆；但是高溫時，殘餘應力則會降低，破壞韌性也相對減少。其原因可能為樹脂韌性的降低，或是纖維-基材界面鍵結力較弱所致[5]。

1991年黃肇義[6]研究發現複材熟化後，其冷卻速度的快慢，與冷卻後的溫度及殘餘熱應力之多寡也有密切的關係。

1995年Detassis等學者[7]發現：當測試溫度增高時，界面剪力強度會逐漸降低，而當溫度接近玻璃轉換溫度 T_g 時，界面剪力強度會快速的下降。

1995年Walsh及Bakis[8]發現：graphite/epoxy複材在高溫環境下，其 G_{IC}

值明顯的下降，裂縫沿著基材-纖維界面間延伸；但未經高溫曝露的試片，裂縫是沿著基材內部而成長。

1997年Paipetis及Galotis[9]發現：graphite/epoxy複材在高溫環境下，基材變得具有延性，且其界面之剪力傳送是由基材剪力強度性質所主導，故產生較低之界面剪力強度。

1997年Lin等學者[10]研究graphite/epoxy複材低溫及輻射效應發現：溫度升高時，材料內部產生氣泡；低溫環境下，材料界面強度會減弱。

1998年葉及鄒[11]發現：溫度效應對graphite/epoxy複材會造成殘餘強度的降低，而由C-scan掃描發現並無明顯的脫層產生，但對基材會造成物理或化學之變化。

2.2 熱固性複合材料的濕度影響

溼氣對複合材料機械性質微觀特性的影響包括：

- 1.環氧樹脂中濕氣含量的增加，會導致玻璃轉換溫度 T_g 的降低[12,13]。
- 2.溼氣含量高時會增加基材的塑性化(plasticity)[12,14]。
- 3.溼氣含量增多會導致基材膨脹，而會降低熱殘留應力[15]。
- 4.溼氣會降低層間剪力強度[12,16-17]。

有關複合層板之濕氣擴散研究，近二十年來，已逐漸受到重視，以下是相關學者之研究成果：

1989年Birger等學者[18]研究發現在50°C水中或95%RH相對濕度下，會使複材的玻璃轉換溫度 T_g 下降，但對機械性質的影響不大。

1990年Kellas等學者[19]發現無缺口試片的拉伸強度會隨著試片溼氣含量增加先增高到最大值，然後再減少。其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；而後半段強度降低則可能是因為過度膨脹，造成基材產生裂縫而導致基材劣化。

1989年Dewilde及Frolkovic[20]曾從事一系列試驗，以尋找複材對濕氣擴散行為之基本資料，並以簡單的數學模式模擬。

2001年Stamboulis等學者[21]針對亞麻纖維吸收水分，對其機械及物理性能之影響，利用PH值及 位能量測法來改善材料之吸水抵抗能力。

2.3 濕熱效應對熱固性複合材料的影響

1985年Collings等學者[16]研究發現複材在高溫高濕的環境下，其機械強度有明顯的下降。

1989年Birger等學者[18]研究發現將複材置於沸水中一段長時間後，會導致複材機械性質的衰減。

1994年Dewilde及Frolkovic[20]研究環氧樹脂對濕氣的吸收及擴散，可用數學模式來模擬。

1987年Browning等學者[22]研究發現epoxy基材會因吸收水分而降低T_g及其勁度與強度，使得基材軟化，造成許多纖維產生微挫曲，導致積層板之損壞。高熱與高濕的環境，會使得材料性質降低，尤其對壓縮強度影響最大[23, 24]。

1993年Woo[25]研究發現在低溫、低濕度含量及適當的負載情況下，複材是在線黏彈性範圍內。

1997年Selzer及Friedrich[26]研究發現濕氣會導致界面處之損傷增加，且水分在低溫時，因遠低於T_g溫度，對材料的機械性質影響不大。

1997年Soutis及Turkmen[27]對積層板厚度之濕氣分佈狀況做過計算及評估，在溫度及溼度升高的環境下，基材強度會降低，使得界面層變弱。

2.4 複合材料的扭轉性質

2.4.1 損傷機制

1994年葉及李[28]發現複材承受扭矩作用時，扭矩隨著扭角逐漸增加而

增大，當扭矩繼續增加時可聽到嗶剝聲，即有脫層產生，此時扭矩瞬間降低然後慢慢上升。在試片未破壞之前，扭角和扭矩大致呈現線性關係，破壞之後則扭角和扭矩成非線性關係。靜態拉伸試驗發現，試片之靜態拉伸強度，隨著預扭的增加，先上升然後下降。

1996年 Yip 及 Chi 於研究報告[29]提出：複材承受扭轉負載作用時，脫層最初均出現在試片的兩側，且脫層情況會隨扭轉週次數及扭轉角度的增加而更加嚴重，並往試片內部發展。

1993年 Lee [30]針對積層板承受扭轉負載，發展一個新的破裂韌性測試方法 - 邊緣裂縫扭轉測試 (edge crack torsion test, ECT)，來表示複合材料 Mode- II 的脫層行為。

2.4.2 靜態強度

葉及李[28]發現擬均向性CFRP積層板，在承受預扭後的靜態拉伸強度，將會隨著預扭值的增加先上升然後再下降。

1991年 Amijima 等學者[31]利用 Tsai-Wu 和 Tsai-Hill 破壞準則成功地預估 GFRP 管狀試片的雙軸向靜態強度。

1998年葉及鄒[11]發現試片承受最大扭矩作用時，會有脫層發生，且由試片之中央開始，逐漸再向end-tap兩端延伸。

2.4.3 疲勞壽命

1996年 Yip 及 Lee [1]研究預扭對於材料的影響，發現預扭會加速材料損傷的成長，進而導致材料的疲勞壽命降低。承受預扭後的CFRP複合材料，其疲勞特性曲線大致上仍成線性關係。而在相同的疲勞週次數下，無預扭試片的疲勞強度較有預扭試片的疲勞強度大；並發現預扭在低週次的情況下，其試片的疲勞強度受預扭的影響較為明顯，但是疲勞壽命則會隨著預扭值的增加而減少。

1998年葉及鄒[11]發現，預扭會造成carbon/epoxy疲勞壽命下降，由於應力集中效應，在高應力區域下降量較多，低應力區域則影響不大；而經過溫度效應的試片，在預扭後於高應力區域會有壽命提升的現象，但低應力區域則有些微的下降。

2.4.4 殘餘強度

葉及李[28]指出：適當的預扭可造成材料殘餘強度的上升，但過大的預扭則會使材料內部破壞、強度下降；不過，若再經過若干適當的疲勞週次數後，試片內部的應力會重新分佈，使得應力分佈的較均勻，因而強度會再度上升；最後，材料隨著週次數的增加，其脫層也會逐漸增加，殘餘強度也就跟著下降。而靜態殘餘強度在預扭後釋放扭力的情況下，其變化不大；但是預扭後若不釋放扭力的情況下，在預扭值大時，其殘餘強度會明顯地下降[1, 11]。

2.5 衝擊對複合材料機械性質的影響

衝擊將造成材料的損傷進而影響複合材料的性質，衝擊所造成的損傷，主要是脫層及橫向裂縫為主，脫層會使得複合材料積層板的層間剪力強度和壓縮強度明顯下降，而橫向裂縫則是伴隨著脫層而生。衝擊所造成的損傷有時無法以肉眼檢測，但是此種損傷會造成力學性質的明顯降低，而縮減其壽命或降低其強度 [32-36]。衝擊所造成的纖維斷裂，對拉伸強度所造成的影響遠較脫層嚴重；1992年Strait等學者[37]研究發現，若衝擊能量低於材料初始損傷(incipient damage)能量時，則材料沒有損傷產生，因此對於材料衝擊性能的探討，目前成為機械設計上的一項重要的考量。

2.5.1 衝擊損傷

衝擊試驗時，低速衝擊對複材所造成的主要損傷有凹陷、基材裂縫、

界面的剝離(debonding)和脫層，而高速衝擊所造成的損傷除上述之現象外，尚包含有纖維斷裂和纖維拉出[38]。衝擊後的脫層是由於裂縫生成、成長以及界面受阻礙的動態過程所造成，橫向基材裂縫造成界面處的應力集中，進而造成脫層，在此之後脫層急速不穩定成長，而在短時間內受到阻礙，受阻礙的脫層在界面會形成花生狀區域，當界面愈遠離衝擊面時，該脫層區域的主軸乃沿著其底層纖維排向。

1991年Wang及Toan [33]發現在不穩定的破壞時，Mode-II主宰著脫層的產生，脫層的幾何形狀，可依其長度L、寬度W、厚度H、纖維編織的角度及垂直裂縫成長之方向而定。破裂行為可用應變能釋放率(strain energy release rate, G)來描述。

1993年Finn等學者[38]研究指出試片衝擊後，經檢測發現最大之脫層長度及寬度，是發生在靠近背面層的交界處；此外，破壞韌性是造成脫層尺寸不同的主要因素。

1995年Shikhmanter等學者[39]指出，複材經過衝擊作用後，利用電子顯微鏡觀察表面脫層，發現有剪力破壞及剝離兩種破壞形式，而剪力破壞佔大多數。這些脫層在隨後的拉伸或壓縮負載下繼續延伸，且脫層會通過鄰近兩層之間的基材，由一個纖維-基材界面跳到另一個界面。

1989年Ainsworth及Evans [40]研究報告發現，複材經過衝擊作用後，損傷面積與殘餘機械性質是有關連的，且管件的應力及應變的狀態與脫層的範圍及形態亦有影響的。

1997年Found等學者[41]發現，CFRP試片承受衝擊負載時，影響結構損傷，主要受限於最大變形量及尖峰力之作用；對薄的試片，如使用刀片或T型加強架，可增強勁度並可壓抑試片背面的裂縫成長。

1998年葉及洪[42]研究提出：在相同的衝擊能量時，含有濕氣較高的試片，只有較少的脫層及基材裂縫產生，而經由C-scan觀察不同溼度的試片，

受衝擊後並無明顯的外觀差異。

2000年Found等學者[43]發現，貫穿衝擊時如果使用強化支持架，將可減少貫穿時所需之動能。主要之破壞機制為背面裂縫，脫層及正面之永久凹陷量。

2.5.2 影響衝擊性質的因素

複合材料受到衝擊的影響甚大，其主要影響因素有以下幾項：

(1)纖維 - 纖維在複合材料結構上，主要的作用為承受外來的負荷。

長纖維強化複合材料中的纖維特性，對複合材料的抗衝擊性有很重要的影響，在低速衝擊方面，纖維儲存能量的能力對材料之耐衝擊性影響甚大[44]。

(2)基材 - 基材在纖維強化複合材料中，具有保護和穩定纖維，並傳遞應力的功能，基材的性質將會影響複合材料抵抗衝擊的性能。由於graphite/epoxy之基材具脆性性能，若要提升基材的抗衝擊性，可在脆性材料之層間加入較韌性的薄層材料，以及減少熱固性樹脂的交聯密度，以便改進複合材料的韌性以增加抗衝擊性能[45]。

經過韌化後的基材可以使基材裂縫和脫層延後發生，而增加受衝擊材料的殘餘性能[46]。

(3)試片幾何尺寸 - 在衝擊負載下，短而厚的試片會產生局部的高衝擊應力，因而在衝擊點外生成損傷，長而薄的試片在其底層會有纖維滑脫情形[47]。

(4)疊序 - Patterson及Taya [34]在探討graphite/epoxy衝擊後的疲勞行為中，考慮疊層對強度分佈的影響，和主要層對損傷的敏感度，以及缺口敏感度對衝擊阻力的影響，建議應將主要層置於中立面，若需較高的彎曲勁度，則可採用交錯排列的方式。

Strait等學者[37]針對碳纖維強化韌化後之環氧樹脂，發現到達最大負載所需的能量與疊序有關，而達到最大負載之後的能量則與疊序無關。1995年Hitchen及Kemp [48]研究graphite/epoxy複材之疊層順序對衝擊損害的影響，發現表面層為45°及不同角度界面數較多者，脫層起始能量較高，其餘的能量吸收和總脫層面積呈線性關係。

- (5)濕熱效應 - Karasek等學者[49]針對強化碳纖維經不同韌化處理的環氧樹脂材料，探討溫度、濕度對貫穿衝擊能量的影響，發現在低溫時，濕度對損傷初始能量和能量吸收的影響甚微，但在高溫時，濕度有明顯效應，且隨著溫度的增加使得初始損傷的能量有降低的現象。

Karasek等學者[50]在探討低速衝擊對材料造成損傷的研究中發現，在高濕度的環境下，單位損傷面積所吸收的能量較多，且隨著溫度增加，脫層和基材裂縫數目也隨之增加。

- (6)衝頭質量 - Cantwell及Morton [51]針對具相同衝擊能量而不同質量的衝頭進行衝擊測試，發現較輕較快的衝頭在低能量衝擊時會加速CFRP殘餘拉伸強度的衰減。

Stevanovic等學者[52]實驗發現，衝頭形狀對試片之殘餘拉伸強度影響不大，由整體的巨觀破壞與未衝擊的試片看來相似，但在破壞面的微結構，特別在軸向則是不同的。

2.6 複合材料的疲勞性質

2.6.1 溫度效應

在彎曲疲勞負載測試中發現，當溫度低於 T_g 時，CFRP主要受應力振幅影響而為疲勞破壞，且為結合性破壞(cohesive fracture)，而當溫度在 T_g 附近時，因基材表現出黏彈的特性，所以主要受到平均應力的影響而為潛變破壞，此時破壞方式為黏著性破壞(adhesive fracture)[2]。

1995年Kenny及Marchetti [53]研究熱塑性角交型積層板受週次負載時，會造成溫度明顯上升，且該上升量與施加負載、頻率、試片、及作用週次有關，研究中也指出溫度上升會影響材料的疲勞性質。

2.6.2 濕度效應

1998年洪尊鵬[42]研究提出：含有90% RH的試片，因為濕氣過高，會造成過度膨脹，而導致基材裂縫及基材劣化，故其疲勞壽命相較於60% RH之試片為差。

2.6.3 破壞形態

1998年Tai等學者[54]的研究結果觀察到S-N疲勞曲線中有兩線性區段，他認為在疲勞負載過程中，施加的負載與相對應的疲勞壽命，為衡量材料抵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。

1987年Talreja的著作中[55]提到，當材料受到低應變疲勞時，造成分散基材的破壞模式，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。對於界面剪力強度高的複合材料，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，則呈掃帚式之破壞表面[56]。

1983年Reifsnider等學者[57]將單軸向的疲勞過程分成五個階段，第一個階段為母材裂縫的形成，第二個階段為裂縫的耦合及基材與纖維間的界面剝離(debonding)，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。而其中脫層對材料機械性質影響最明顯，所以有許多學者針對脫層起始及延伸加以研究[58-62]。

Graphite/epoxy[0/45/90/-45]_{2s}積層板在受到拉伸-拉伸疲勞負載時，在拉伸作用下，由於樹脂與纖維之鍵結力遠低於纖維的強度，因此其破壞順序最先發生於90°層纖維與樹脂之脫鍵，然後是45°層之脫層，最後才是0°層之纖維斷裂與拉出[61]。

2.6.4 疲勞損傷

複合材料在承受疲勞負載的過程中，與施加負載呈大角度的層面，且纖維密集分佈的區域先產生剝離，成為損傷的開始，之後在纖維與基材的界面有應力與應變集中的情形，而致使裂縫生成，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，如此持續下去，將導致材料最後的破壞[63-64]。在整個疲勞過程中，損傷可能同時包含不同的機制，不過仍可從破壞面上發現主要損傷是由何種機制所主導。在拉伸-拉伸疲勞負載下，韌化後的熱固性基材使得材料疲勞壽命增加[65]。

1997年Atodaria等學者[56]發現應力負荷比增大時，複材的疲勞門檻(threshold)強度成為線性的降低，且在某一疲勞週次下，對所有的應力等級都會造成裂縫的成長，而不是只在最大應力等級才發生。

2.6.5 殘餘性質

一般複合材料受疲勞負荷時，由於材料內部受到破壞，其強度與勁度均會降低[64-66]。

材料受到疲勞負載時，其靜態強度會隨著作用週次的增加而減少，以正交型複合材料來看，在疲勞初期，由於縱向層板裂縫和脫層裂縫緩慢的發展使得強度緩慢降低，而在疲勞末期，由於強度較強的層間破壞，使得

材料強度迅速下降，同樣地，殘餘層間剪力也和殘餘拉伸強度有同樣的趨勢[65]。

由於裂縫的累積與脫層的成長，會使得複合材料內的應力重新分配，因而影響殘餘強度、殘餘勁度以及疲勞壽命[67-69,77]。

1989年Rotem探討 graphite/epoxy 的疲勞行為中發現勁度的衰減有三個階段第一階段是在負載作用之瞬間，它只持續一個很短的時間，且呈指數衰減，第二階段則是等速率衰減，其持續了大部份的疲勞壽命，第三階段則加速衰減直到破壞[69]。

2000年Yao及Himmel [79]觀察殘餘強度變化，以殘留強度流失的觀念建立一累積破壞的模型，藉此模型來預測FRP疊層板的疲勞壽命。

2000年Scaponi及Briotti [80]利用NDI超音波檢測系統，來偵測複材脫層的位置，以評估脫層損傷成長的情形。

2.7 溫度濕度對疲勞性質影響

1988年Morton等學者[70]研究環境對具缺口碳纖維複材之疲勞損害的影響，發現溼氣和溫度有等效性，疲勞損害的形狀及範圍會受到溼氣的影響。而在溼氣導致基材軟化後，若無纖維斷裂，則對拉伸殘餘應力有正面的影響。

1997年Soutis等學者[27]發現溫度及溼度升高時，複材的平均破壞強度會降低，楊氏模數E及平均破壞應變也都降低，只有Poisson's ratio 上昇；且高溼熱的試片較低溼熱試片，其破壞強度降低量達一半以上。

2.8 衝擊對疲勞性質之影響

積層複合材料在控制下的衝擊損傷主要有脫層、剝離和纖維斷裂，這和疲勞損傷很類似。Clark及Saunders [71]研究衝擊損傷後再受疲勞負載的情形，發現由裂縫可區分這二者所造成的損傷。

1983年Cantwell等學者[72]發現碳纖維積層板，在給定特定能量的衝擊後，靜態張力強度減少了50%，然後再給予週次負荷，反而增加了靜態強度，尤其是在較高的衝擊能量時，更加明顯。

1983年Ramkumar [73]探討graphite/epoxy積層板分別承受二種不同損傷 型式的低速衝擊：(1)使用鈍的衝頭，衝擊能量為產生直徑約5 cm的內部損傷，但表面沒有可看到的損傷；(2)使用尖銳的衝頭，在衝擊面和背面都有可看到的損傷。

1986年Avva等學者 [74]探討擬均向性的graphite/epoxy積層板，受低速射出衝擊加上疲勞負荷測試，並改變其負荷順序，來研究強度和壽命的影響，發現先衝擊再受週次負荷者，較先週次負荷再受衝擊的損傷嚴重，且最小衝擊貫穿試片的速度是作用應力和疲勞週次的函數。

1995年吳冠毅[75]針對 $[\pm 45]_{4S}$ 和 $[0/45/90/-45]_{2S}$ graphite/epoxy積層板經低能量衝擊後，其疲勞壽命的實驗數據分佈較未經低能量衝擊的分佈集中，主要因為經低能量衝擊後的試片，其疲勞破壞的開始點皆集中於衝擊處，即應力集中點，而造成試片的脫層斷裂。

1996年葉及李[28]研究衝擊及預扭對graphite/epoxy複合材料疲勞性質的影響，發現由於衝擊造成積層板的初始損傷，使勁度在前階段即有明顯的衰退，而最後破壞皆發生在衝擊點的位置。

1997年葉及孫[76]研究Carbon/PEEK複合材料，發現衝擊後疲勞行為和graphite/epoxy複合材料相似，但勁度在疲勞過程中保持定值，直到破壞之前才突然降低。

2000年Symons [79]在正交型CFRP積層板受衝擊後發現，衝擊能量增加，則疲勞壽命會降低，且在高應變時，利用線性對數率來大略描述疲勞壽命。

2000年Aymerich及Meili [81]利用傾斜試的射入超音波技術，來檢測複材

受衝擊之基材脫層損傷。

2001年Luo等學者[82]利用門檻強度及延伸強度的觀念，來評估複材板受到衝擊時的衝擊損傷之初始及延伸狀況。

2000年Hou等學者[83]利用Hopkinson扭轉桿來量測熱固性樹脂，於擬靜態負荷下以不同之低及高之衝擊應變率作用下，得其應力與應變之關係。

2.9 溫度及預扭對疲勞性質影響

1998年葉及鄒[11]研究carbon/epoxy複合材料，發現試片受到預扭及溫度效應的影響，比單獨經溫度效應之疲勞壽命來的短，尤其在高應力區域，其原因為預扭會造成材料損傷更嚴重。而材料經過預扭及溫度效應後再次的施加預扭作用，會由於先前的預扭和溫度效應，最後在有預扭得情況下，造成試片受力狀態更為複雜，損傷情形益為嚴重，因此對疲勞壽命行為較難判斷。

2.10 溼度與衝擊對疲勞性質之影響

1998年葉及洪[42]研究carbon/epoxy複合材料，發現試片受到衝擊及濕度效應的交互影響，比單獨經濕度效應之疲勞壽命來的短。此外，在低疲勞週次數時，因為試片受到衝擊後產生脫層，使得濕氣更容易進入試片中，因而使得90% RH溼度控制的試片，因過多的濕氣造成基材裂縫及基材劣化，而降低疲勞壽命；在高疲勞週次數時，因為試片離開恆溫恆濕箱一段時間後，濕氣已分佈至空氣中，致使試片的濕氣含量和未衝擊者接近，因而和未衝擊試片有相同的趨勢。

2000年Kotsikos等學者[84]，以音波放射方式對GFRP複材吸濕後，進行疲勞損傷成長之研究，發現試片吸濕程度高低，與AE檢測結果成正比的。

2000年Sala [85] 衝擊損傷與流體吸濕之合成作用會降低材料之靜態及

疲勞性質，減少之性能則是與損傷成長成正比的。

2-11 S-N 曲線

一般而言，複合材料的疲勞壽命，也就是破壞時的週次數，是隨著所承受的應力減少而增加。而大多數學者都建立半經驗的方程式來預估S-N曲線。由於複合材料破壞機構較為複雜，故其S-N曲線方程式會因各種材料性質及疲勞負荷條件不同而異。對碳纖維、玻璃纖維等強化複合材料而言，在受張力-張力疲勞測試時，其最大應力負荷與破壞週次的自然對數大致成線性關係，通常可以下式表示[86]：

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

此處 S ：最大應力負荷。 a ：常數，為S-N曲線之截距。

N_f ：破壞週次數。 b ：常數，為 S-N 曲線之斜率。

碳纖維強化複合材料之疲勞極限通常不易直接看出，因此常定義 10^6 或 10^7 循環數的應力振幅為材料的疲勞強度。

第三章 研究方法及實驗內容

本論文研究之方法，使用之材料、設備及實驗內容，將分別說明如下：

3.1 實驗材料

1.預浸材料： carbon/epoxy 日本ESKAINOS公司製造

Grade： A1750-633M Density： 175 g/m^2

碳纖維含量：67% fraction of weight

2.離型劑：中溫專用噴霧式離型劑，至鴻股份有限公司製造

3.脫模布：耐高溫薄膜，聚亞醯胺，Polyimide Katton

3.2 實驗設備及儀器

1.加工設備

(1) 壓力釜

本實驗使用的試片，是借用中山科學研究院複合材料實驗室的壓力釜設備完成製作。先將各項條件輸入電腦中，包括加溫及加壓之時間與速率、抽真空的壓力範圍等，然後即由電腦自動控制各項程序的進行。

(2) 鑽石切割機：

型號：PSGS-2550H, PROTH Industrial Co. Ltd., R.O.C.

國立清華大學材料中心複合材料實驗室所有，利用鑽石切割機將壓製好的材料切割成所需之試片。

2. 測試儀器

(1) Instron-1322型軸向-扭向液壓伺服動態試驗系統：

本系統包含控制箱、負載架、液壓伺服致動器、液壓動力供應器四部

份。本系統的重要功能如下：

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

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

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)

輸入訊號波形：波形產生器可依需要產生下列波形：

(a)正弦波 (b)半正弦波 (c)三角波

(d) 半三角波 (e)方波 (f) 斜波

頻率選擇器：可選擇 0.001Hz 1000Hz 之頻率，另有計數器、比較器、讀出裝置等輔助設備。

(2) 配有A/D轉換器(analog-to-digital converter)介面卡的PC-AT電腦：

Instron-1322型系統在運作過程中，同時輸出負荷、行程、應變等訊號，為了儲存這些訊號，本實驗利用A/D介面卡，再透過套裝軟體，將訊號以數值的型態送到電腦儲存。同時將所有訊息，以圖形的方式在電腦螢幕上顯現出來，使實驗過程更清楚且容易掌握。

(3) C-scan超音波系統：

本實驗中所有的試片檢驗，都是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。其檢測系統是由運動控制PC、運動控制驅動模組、教導盒、資料收集與分析PC、掃描器、脈衝產生/接收器及列表機等所組合而成。其檢測方式為穿透法。試片檢測時，將待測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，再由接收探頭收集訊號，然後傳送到資料收集與分析PC中處理，整個掃描結果，利用列表機列印出來。不同的顏色，代表訊號反射或穿透的程度。藉由各種顏色所對應的超音波穿透率，可以瞭解複合材料中缺陷的位置及大小，並可利用印表機將掃描結果列印出來，以便未來分析與討論之用。

(4) 落錘式貫穿衝擊試驗機(向自強基金會借用)

貫穿衝擊試驗係採用落錘式貫穿衝擊試驗，為美國AYENESS公司製造之4092機型。

(5) Mini Tower 衝擊試驗機(向本校材料中心借用)

Dynatup, Mini-Tower Drop, 美國GRC公司製造
國立清華大學材料中心複合材料實驗室所有

(6) 掃描式電子顯微鏡(SEM) (向本校材料中心借用)

JSM 840A, Japan, Joel公司製造
國立清華大學材料中心所有

(7) 恆溫恆濕試驗機

嘉運公司生產製造 機型：TTH-A1T

控制範圍：溫度 0~100°C 相對溼度 20~ 98%RH

3.3 試片製作及檢測

複合材料成型法常見的有壓力袋模壓法、壓力釜模壓法 (auto-clave)、熱壓法、真空袋模壓法及纏繞法。本論文所使用之試片為熱固性複合材料，材料為碳纖維/環氧樹脂(carbon/epoxy)，製作成型法為壓力釜模壓法，其製作流程如下：

1. 取出置於冰櫃的預浸材(prepreg)，依所需纖維的方向 0° 、 45° 、 90° 、 -45°

- 裁成20 cm × 22 cm之大小，並置於室溫下四小時以上，使其軟化。
2. 依[0/45/90/-45]_{2s}的順序疊層，積層數為16層。
 3. 將疊好之材料依圖3-1之順序排列，置於壓力釜中，先將裝試片的壓力袋抽真空，再依圖3-2之設定溫度、壓力和熱壓時間關係進行熱壓。熱壓製程完成，仍置於釜內自然冷卻十小時以上即可取出試片。
 4. 將尺寸為40 mm × 210 mm之夾持板(end tap)及積層板膠合之部位以丙酮洗淨、乾燥。
 5. 將硬化劑與黏膠依重量比23：100的比例調合，均勻塗於積層板及夾持板後予以膠合。再用C型夾及墊片將之夾緊，置於室溫下一天，使之確實膠合緊密。
 6. 用鑽石切割機，依ASTM D3039-76之規範將材料切成所需要的長度及寬度，試片尺寸如圖3-3所示。
 7. 用C-Scan系統檢驗試片是否已有內部損傷存在，以去除不良品。

3.4 實驗方法及程序

本論文研究是以carbon/epoxy材料去進行各種試驗，以了解各種負載情況下，材料在疲勞行為上的特性。實驗流程如圖3-4所示，各項實驗之內容分別簡述如下：

1. 靜態強度試驗：

(1) 拉伸試驗：

參考ASTM D638-77a之靜態拉伸試驗規範，利用Instron-1322型油壓伺服試驗機進行實驗，控制模式為行程控制，夾頭拉伸速率0.01 mm/s，以滿足實驗為擬靜態之假設，於室溫環境下求得材料的靜態拉伸應力UTS ()，作為軸向疲勞試驗設計週次應力極大值的參考。

(2) 扭轉試驗：

於室溫環境下，針對平板狀試片進行扭轉試驗，控制模式為行程控制，夾頭扭轉速率為 $2.5^{\circ}/\text{min}$ ，實驗數據以A/D轉換介面卡配合NoteBook軟體，直接由電腦存取扭矩(T)與扭轉角的關係，並記錄最大扭轉角度值(θ_u)，作為疲勞試驗設計預扭值的參考。

(3) 預扭後殘餘強度試驗：

- a. 將製作好的試片，先施以預扭負載，由於材料在到達最大扭矩前，扭矩與扭轉角度成正比關係，故調整扭轉角為最大扭矩角 θ_u 之0.3倍，並保持在此扭轉角度作用下(即未釋放扭轉角)，再依拉伸試驗規範，以 0.01 mm/s 的拉伸速率，將試片拉斷以得其靜態拉伸應力(TUS)。
- b. 依上述步驟，將carbon/epoxy 試片，先施以預扭負載，調整扭轉角為最大扭矩角之0.3倍 ($0.3 \theta_u$)，再將扭轉角回復至扭轉角為零的狀態下(即釋放扭矩)，然後以 0.01 mm/s 的拉伸速率，將試片拉斷以得其靜態拉伸應力(即殘餘強度TS)。

2. 衝擊試驗：

(1) 貫穿衝擊試驗：

在室溫環境下對試片進行貫穿衝擊測試。今使用落錘式貫穿衝擊試驗機，依據ASTM D3029-84的試驗方法，試片的尺寸為 $10.0 \times 10.0 \text{ cm}^2$ ，落錘的重量為 17.0 kg ，衝頭的尺寸為 1.27 cm ，得到力-位移-能量的關係圖及起始能量值(U_i)，做為低能量衝擊試驗的參考值。

(2) 低能量衝擊試驗：

將carbon/epoxy試片，進行低能量衝擊試驗。使用Mini-Tower衝擊試驗機，控制適當的掉落高度，使其衝擊能量U值為 $0.3 U_i$ 。試片受到低能量衝擊後，先以C-scan觀測其內部損傷情形，再以 0.01 mm/s 的拉伸速率拉

斷試片，求其靜態拉伸應力(IS)。

3. 殘餘強度試驗

(1) 試片經溫溼度作用後之殘餘強度試驗

將carbon/epoxy試片，放置於恆溫恆濕試驗機內，調整溫度為25°C，相對溼度為60% RH，[為簡化說明，本文中將此種溫度及溼度條件略稱為(2560)]，維持在此條件七日後取出，再進行靜態拉伸試驗，得其溫溼度作用後之靜態拉伸強度(即殘餘強度) (2560S)。依此步驟再依序調整溫溼度條件分別為25°C，90%RH、60°C，60%RH及60°C，90%RH溫溼度作用後進行靜態拉伸試驗，以得其另外三種不同的溫溼度作用後之靜態拉伸應力(2590S)、(6060S)及(6090S)。

(2) 預扭後再經溫溼度作用之殘餘強度試驗

將原始試片先進行0.3 μ 之預扭作用，即將扭轉角度設定為最大扭轉角度之30%，扭轉完畢取下試片，將之放置於恆溫恆濕試驗機，並整溫溼度為25°C，60%RH，置放七日後取出，再進行靜態拉伸試驗，以得其(T2560)溫溼度作用後之靜態拉伸應力(T2560S)。依此步驟將試片預扭後再放置於恆溫恆濕試驗台內，再依序調整溫溼度條件分別為25°C，90%RH、60°C，60%RH及60°C，90%RH之溫溼度作用後進行靜態拉伸試驗，以得其另外三種不同的溫溼度作用後之靜態拉伸應力(T2590S)、(T6060S)及(T6090S)。

(3) 試片經溫溼度作用後再扭轉之殘餘強度試驗

將原始試片先放置於恆溫恆濕試驗機內，並調整溫溼度為25°C，60%RH，置放七日後取出，再於液壓伺服實驗機上進行0.3 μ 之扭轉試驗，並保持於此扭角下進行靜態拉伸試驗(未釋放扭轉角)，以得其溫溼度作用後再扭轉之靜態拉伸應力(2560TUS)。依此相同程序進行試驗，但扭轉後放鬆扭轉角度為零再進行靜態拉伸試驗，以得其溫溼度作用後再扭轉之靜態

拉伸應力(2560TS)。

依前述步驟進行試驗，但是溫溼度分別控制為另三種設定，以得其另外三種不同的溫溼度作用後再扭轉試片之靜態拉伸應力(2590TS，2590TUS)，(6060TS，6060TUS)及(6090TS，6090TUS)。

4. 拉伸疲勞試驗：

本論文的疲勞試驗都是依據ASTM D3039-76之規範，使用Instron-1322型試驗機進行測試，控制模式為負荷控制，應力比為0.1，頻率為3~5Hz，測試波形為正弦波，並利用MUX 16卡，配合NoteBook軟體，由電腦直接記錄變形量及負荷的變化情形，再利用程式將數據加以處理、繪圖，同時並記錄破壞週次數(N_f)，以便了解週次應力的大小和疲勞壽命之間的關係，本實驗以預扭、低能量衝擊負載及不同的溫溼度作用環境為變動因素，負載施加的方式與靜態拉伸試驗相似，細部內容如下：

(1) 拉伸疲勞試驗：

在室溫環境下，將原始試片分別取其靜態拉伸應力 σ_0 的85%、80%、75%、70%以及65%，作為施加週次應力的最大值，進行軸向拉伸疲勞試驗，記錄疲勞負載過程中，材料勁度的變化，並建立材料疲勞S-N曲線。

(2) 預扭-拉伸疲勞試驗：

在室溫環境下，將原始試片先承受 $0.3 \sigma_u$ 預扭作用後，再取靜態拉伸應力 σ_0 的80%、75%、70%以及65%作為施加週次應力的最大值，並依釋放扭轉角及未釋放扭轉角兩種狀況，分別進行軸向拉伸疲勞試驗，記錄疲勞負載過程中，材料勁度的變化，並建立材料疲勞S-N曲線。

(3) 衝擊後拉伸疲勞試驗：

將前項經 $0.3U_i$ 低能量衝擊的試片，再取靜態拉伸應力 σ_0 的80%、

75%、70%以及65%作為施加週次應力的最大值，進行軸向拉伸疲勞試驗，記錄疲勞負載過程中，材料勁度的變化，並建立材料疲勞S-N曲線。

(4) 預扭後再經衝擊之拉伸疲勞試驗：

將前項2.(3)經 $0.3 \sigma_u$ 預扭後的試片，再進行 $0.3U_i$ 低能量衝擊之後，取靜態拉伸應力 σ_o 的80%、75%、70%以及65%作為施加週次應力的最大值，進行軸向拉伸疲勞試驗，記錄疲勞負載過程中，材料勁度的變化，並建立材料疲勞S-N曲線。

(5) 衝擊後再經扭轉之拉伸疲勞試驗：

將前項2.(4)經 $0.3U_i$ 低能量衝擊後再經 $0.3 \sigma_u$ 扭轉的試片，取靜態拉伸應力 σ_o 的80%、75%、70%以及65%作為施加週次應力的最大值，並依釋放扭轉角及未釋放扭轉角兩種狀況，進行軸向拉伸疲勞試驗，記錄疲勞負載過程中，材料勁度的變化，並建立材料疲勞S-N曲線。

(6) 試片經溫度溼度作用之拉伸疲勞試驗

將原始試片，放置於恆溫恆濕試驗機內，依實驗項次調整所需之溫度及對溼度，維持在此條件下七日後取出，再進行拉伸疲勞試驗，取靜態拉伸應力 σ_o 的80%、75%、70%以及65%作為施加週次應力的最大值，並記錄疲勞負載過程中，材料勁度的變化，並建立材料疲勞S-N曲線。

(7) 試片經溫溼度處理及預扭交互作用後之拉伸疲勞試驗

- a. 將原始試片先進行 $0.3 \sigma_u$ 之預扭作用，即將扭轉角度設定為最大扭轉角度之30%，扭轉完畢取下試片，將之放置於恆溫恆濕試驗機，依實驗項次調整所需之溫度及對溼度，置放七日後取出，再進行拉伸疲勞試驗，取靜態拉伸應力 σ_o 的80%、75%、70%以及65%作為施加週次應力的最大值，並記錄疲勞負載過程中，材料勁度的變化，並建立材料疲勞S-N曲線。

- b. 將原始試片，放置於恆溫恆濕試驗機內，依實驗項次調整所需之溫度及對溼度，維持在此條件下七日後取出，將原始試片置於試驗機具上，先進行 $0.3 U_i$ 之預扭作用，扭轉完畢再進行拉伸疲勞試驗，取靜態拉伸應力 σ_0 的80%、75%、70%以及65%作為施加週次應力的最大值，並記錄疲勞負載過程中，材料勁度的變化，並建立材料疲勞S-N曲線。
- (8) 試片經溫溼度處理及低能量衝擊交互作用後之拉伸疲勞試驗
- a. 將原始試片先進行 $0.3U_i$ 低能量衝擊作用後，將之放置於恆溫恆濕試驗機，依實驗項次調整所需之溫度及對溼度，置放七日後取出，再進行拉伸疲勞試驗，取靜態拉伸應力 σ_0 的80%、75%、70%以及65% 作為施加週次應力的最大值，並記錄疲勞負載過程中，材料勁度的變化，並建立材料疲勞S-N曲線。
- b. 將原始試片，放置於恆溫恆濕試驗機內，依實驗項次調整所需之溫度及對溼度，維持在此條件下七日後取出，將試片置於低能量衝擊試驗機具上，先進行 $0.3U_i$ 之低能量衝擊作用，再置於疲勞試驗機具上進行拉伸疲勞試驗，取靜態拉伸應力 σ_0 的 80%、75%、70%以及 65% 作為施加週次應力的最大值，並記錄疲勞負載過程中，材料勁度的變化，並建立材料疲勞 S-N 曲線。
- (9) 試片經溫溼度處理及預扭與低能量衝擊交互作用後之拉伸疲勞試驗
- a. 將原始試片先進行 $0.3 U_i$ 之預扭作用，之後再將試片放置於恆溫恆濕試驗機內，依實驗項次調整所需之溫度及對溼度，置放七日後取出，將試片置於低能量衝擊試驗機具上，進行 $0.3U_i$ 之低能量衝擊作用，最後將試片放置於疲勞試驗機內，進行拉伸疲勞試驗，取靜態拉伸應力 σ_0 的80%、75%、70%以及65%作為施加週次應力的最大值，並記錄疲勞負載過程中，材料勁度的變化，並建立材料疲勞 S-N曲線。

- b. 將原始試片先進行 $0.3U_i$ 低能量衝擊作用後，將之放置於恆溫恆濕試驗機，依實驗項次調整所需之溫度及對溼度，置放七日後取出，將試片先進行 $0.3 \sigma_u$ 之扭轉作用，再進行拉伸疲勞試驗，取靜態拉伸應力 σ_u 的80%、75%、70%以及65%作為施加週次應力的最大值，並記錄疲勞負載過程中，材料勁度的變化，並建立材料疲勞 S-N曲線。
- c. 將原始試片先進行 $0.3U_i$ 低能量衝擊作用後，將試片先進行 $0.3 \sigma_u$ 之扭轉作用，再將之放置於恆溫恆濕試驗機，依實驗項次調整所需之溫度及相對溼度，置放七日後取出，再進行拉伸疲勞試驗，取靜態拉伸應力 σ_u 的80%、75%、70%以及65%作為施加週次應力的最大值，並記錄疲勞負載過程中，材料勁度的變化，並建立材料疲勞 S-N曲線。
- d. 將原始試片先進行 $0.3 \sigma_u$ 之預扭作用，扭轉完畢取下試片，將試片置於低能量衝擊試驗機具上，再進行 $0.3U_i$ 之低能量衝擊作用，之後再將試片放置於恆溫恆濕試驗機，依實驗項次調整所需之溫度及對溼度，置放七日後取出，再進行拉伸疲勞試驗，取靜態拉伸應力 σ_u 的80%、75%、70%以及65%作為施加週次應力的最大值，並記錄疲勞負載過程中，材料勁度的變化，並建立材料疲勞 S-N曲線。

以上的實驗在衝擊、扭轉及不同的溫溼度環境作用後，當進行疲勞試驗某一固定循環週次後，均以C-scan掃描其內部的脫層情形，以便瞭解試片的損傷成長情形。試片經拉伸疲勞破壞後，先以肉眼觀察並記錄試片破壞後之巨觀損傷情況，並以數位相機拍照存檔，再以掃描式電子顯微鏡SEM檢視試片斷裂處之表面，觀察基材與纖維破壞後的微觀情況，以作為判斷疲勞破壞機制之參考。

第四章 結果與討論

本章中將各種試驗之結果，加以分析及討論，詳述如下。為方便分析及比較，文中及圖表中所用之簡寫，如ITF表示先受低能量衝擊再受扭轉後再進行疲勞試驗等，整理列於表4-1中，以方便分析與比較。

4.1 靜態拉伸強度試驗

靜態拉伸試驗之結果如表4-2所示，試片之平均靜態拉伸應力UTS（即 σ_u ）為751.9 MPa，標準偏差為15.89 MPa；平均勁度為43.14 GPa，標準偏差為1.77 GPa。由圖4-1中可看出，在材料破壞之前，應力-應變大致成線性的關係，表示試片的製作尚稱良好。

4.2 扭轉試驗

扭轉試驗之實驗結果如表4-3及圖4-2所示。由圖中可發現隨著扭角的增加，扭矩值也會逐漸增加，且兩者大致為線性關係；當扭角持續增加到某一程度時，試片會突然發出聲響，且可發現試片有明顯的脫層現象，在此角度時，扭矩也會有突然下降的情形，此時之扭轉角度即定義為本試片的脫層最大扭轉角值 θ_u 。試片經過脫層之後的扭矩-扭角關係，則呈現非線性關係。由實驗結果得知本試片之平均脫層最大扭矩值 T_u 為7.583N-m，標準偏差為0.179 N-m；平均最大扭轉角度為44.52°，標準偏差為0.78°。當實驗中達到試驗機具系統最大扭轉角度50°時，試片仍未斷裂破壞。

4.3 貫穿衝擊試驗

在室溫環境下，將 10.0 cm × 10.0 cm 的原始試片進行貫穿衝擊試驗，其平均初始能量 U_i 為 13.05 J。標準偏差為 0.60J，實驗結果如表 4-4 及圖 4-3

所示。初始能量 U_i 值為最大負荷貫穿試片時所需要的能量，可作為低能量衝擊試驗之參考值。

4.4 殘餘強度

4.4.1 預扭後之殘餘強度

預扭後釋放扭轉角：將試片經過0.3 μ 預扭後，回復到扭轉角為零後，進行靜態拉伸試驗，其平均殘餘強度為743.91 MPa，標準偏差為12.63 MPa，如表4-5及圖4-4(a)所示。預扭後未釋放扭力：將試片經過0.3 μ 預扭後，將扭轉角維持在不變的情形下，進行靜態拉伸試驗，其平均殘餘強度為751.98 MPa，標準偏差為10.77 MPa，如表4-6及圖4-4(b)所示。此結果與文獻[1]所得相近。

4.4.2 溫溼度作用後之殘餘強度

試片受到25°C/60%RH、25°C/90%RH、60°C/60%RH及60°C/90%RH之溫溼度作用後分別進行靜態拉伸試驗，其平均殘餘強度(2560)為719.7 MPa，標準偏差為24.05 MPa、(2590)為723.5 MPa，標準偏差為20.47 MPa、(6060)為672.8 MPa，標準偏差為15.43 MPa及(6090)為712.8 MPa，標準偏差為15.07 MPa。如表4-7~10及圖4-5~8所示。由實驗結果得知試片經過溫溼度作用後均會降低其靜態拉伸強度，尤其是在60°C/60%RH之溫溼度作用下降低的最多，約UTS的10.52%。其原因為：複材於較高溫環境時界面鍵結力會逐漸降低，破壞韌性也會相對減少；但在相同溫度不同溼度時，適度的增加溼度可使得基材塑性化，而過高的溼度會造成基材過度膨脹，產生基材裂縫導致基材劣化，故(6090)較(6060)試片之殘餘強度為高。

4.4.3 溫溼度作用後再受預扭交互作用之殘餘強度

試片先經25°C/60%RH、25°C/90%RH、60°C/60%RH及60°C/90%RH之

溫溼度作用，再受到 $0.3 U_i$ 之扭轉作用後，並依釋放扭轉角及未釋放扭轉角兩種情況，分別進行靜態拉伸試驗，其平均殘餘強度分別為684.0 MPa (2560TS)及 688.2 MPa (2560TUS)；711.3 MPa (2590TS)及 692.9 MPa (2590TUS)；651.9 MPa (6060TS)及 630.8 MPa (6060TUS)及 702.3 MPa (6090TS) 及 676.5 MPa (6090TUS)。如表4-11~18及圖4-9~16所示。

由實驗結果得知：試片先經過溫溼度作用後再受扭轉作用，將對試片造成更嚴重的損傷，特別是未釋放扭矩的情況下，試片經由溫溼度作用所造成的內部損傷，無法鬆弛，而不易重新分佈，故其殘餘強度較釋放扭矩者為低。而在相同的溼度與扭轉作用時，25°C的試片較60°C的試片殘餘強度為高，即高溫會降低界面之剪力強度；但相同溫度與扭轉作用時，90%RH的試片較60%RH的試片殘餘強度為高，即較高溼度會使得基材塑性化提高韌性，故殘餘強度較低溼度者為高。

4.4.4 低能量衝擊後之殘餘強度

將原始試片，先施加 $0.3U_i$ 之低能量衝擊負載後，再進行靜態拉伸試驗，得其平均殘餘強度為 697.2 MPa, 標準偏差為 10.77 MPa, 如表 5-19 及圖 5-17 所示。由殘餘強度測試結果可看出，當衝擊能量為 $0.3U_i$ 時，殘餘強度的降低幅度約為 7.27%。經由外觀檢查發現，部分試片的衝擊點背面，出現肉眼可見的細小裂縫，表示材料已產生部分損傷。若以 C-scan 觀測試片衝擊後的內部損傷狀況，可發現衝擊會造成試片於衝擊點處脫層的產生，且隨著疲勞週次數的增加，脫層面積也將隨之加大。

4.4.5 試片經預扭再受低能量衝擊作用後的殘餘強度

將原始試片，先施加 $0.3 U_i$ 之預扭負載，再施以 $0.3U_i$ 之衝擊負載後，進行靜態拉伸強度試驗，得其平均殘餘強度為 737.3 MPa, 標準偏差為 11.65 MPa，其實驗結果示於表 4-20 及圖 4-18。

4.4.6 試片經低能量衝擊再受扭轉作用後的殘餘強度

將原始試片，先施加 $0.3U_i$ 之衝擊負載後，再施以 $0.3 \sigma_u$ 之預扭負載，並依釋放預扭及不釋放預扭兩種情況，分別進行靜態拉伸強度試驗，得其平均殘餘強度為691.2 MPa及706.1 MPa，實驗結果分別示於表4-21~22及圖4-19~20中。經由比較，可發現衝擊後不釋放預扭比釋放預扭之殘餘強度為高，其原因為試片受衝擊後產生脫層，若再施加扭轉負荷，將會改變內部之結構，尤其是維持在此扭轉負荷下，進行之殘餘強度拉伸試驗，會因此扭轉作用而減緩脫層成長的情況。

將表4-2及表4-5~22之十九種不同情況下試片之拉伸強度比較，如圖5-21所示，可發現先預扭且未釋放扭矩的試片(TUS)拉伸強度最高，而先預扭並釋放該扭矩的試片(TS)拉伸強度次之，而(6060TUS)及(6060TS)試片則是抗拉強度最弱的兩種試片。根據應力-應變圖，經由比較亦可發現(6060)系列之試片在材料破壞時之應變值均不到0.02 (mm/mm)，尤其是再受扭轉之試片，平均破壞應變值是所有試片中最低的兩項，代表此類試片的基材較具脆性，也是較高溫度及較低溼度水分含量較少所致。

4.5 拉伸疲勞試驗

本部分的實驗是針對十六種不同負荷型態的試片，進行拉伸疲勞實驗，其實驗結果，分別以疲勞壽命和破壞型態所受到的影響，個別進行討論。在拉伸疲勞試驗中，針對前述各項不同情況之試片，分別進行軸向拉伸疲勞試驗。除了原始試片使用五種應力等級外，其餘情況均選取四種應力等級，每個等級至少進行三根試片作疲勞試驗。文中提及較高之應力等級是指 75% UTS (含)以上之應力負荷等級，而較低之應力等級是指 70% 及 65% UTS 以下之應力負荷等級。

4.5.1 疲勞對原始試片之影響

將原始試片靜態拉伸強度試驗所得之靜態拉伸應力值(UTS)作為軸向拉伸疲勞之依據，採取85%、80%、75%、70%及65%UTS五種不同最大應力負載比(應力等級)的軸向拉伸疲勞測試，其壽命分佈示於表4-23，最大負載應力比與疲勞壽命曲線關係如圖4-22所示。而由試驗結果顯示負載應力等級越小，試片的破壞週次數越長，兩者在半對數座標上大致成線性關係。由最小平方法得其線性回歸S-N特徵曲線方程式為：

$$S = 103.12 - 7.04 \times \log N_f \quad (4-1)$$

其中 S 為最大應力負載與 σ_u 之比(Max. Stress Ratio, %)，而 N_f 為疲勞破壞週次數。

由應力與疲勞壽命曲線圖可發現，當所施加的應力等級越大，其疲勞壽命越短，反之當應力等級越小，疲勞壽命就越長。而在高應力等級時，纖維與基材皆有嚴重的斷裂與脫層的情形發生，而疲勞壽命主要是由纖維來主導；在低應力等級時，主要是由基材來主導疲勞壽命。且在低應力等級破壞，一開始是由表層 0° 纖維排列方向開始產生脫層，而脫層會先發生在試片的邊緣，漸漸往試片的內側進行延伸。

4.5.2 預扭對疲勞壽命的影響

將承受預扭的試片，依釋放扭轉角(TF)及不釋放扭轉角(TUF)兩種方式，分別進行拉伸疲勞試驗，並與原始試片(F)做比較，結果發現試片預扭後不論是否釋放扭轉角，均較原始試片之疲勞壽命為低。較低應力等級時，(TF)試片的壽命較(TUF) 試片為長，其原因為長時間之低疲勞負荷作用下，

釋放扭轉角的試片內部損傷得以重新分布排列；但在較高應力等級時，則是(TUF)壽命較長，其原因為未釋放扭轉角的試片，因扭轉作用而增強其微結構之強度，並延緩因扭轉產生之損傷成長，故壽命較(TF)為長。如圖 4-23 及表 4-24~25 所示。由最小平方法得其線性回歸 S-N 特徵曲線方程式為：

試片承受預扭後釋放扭轉角之拉伸疲勞曲線(TF)

$$S = 94.07 - 5.89 \times \log N_f \quad (4-2)$$

試片承受預扭後未釋放扭轉角之拉伸疲勞曲線(TUF)

$$S = 92.42 - 5.42 \times \log N_f \quad (4-3)$$

4.5.3 低能量衝擊對疲勞壽命的影響

試片經 $0.3U_i$ 低能量衝擊後，採試片擬靜態拉伸強度試驗所得之極限拉伸強度值 UTS 作為軸向拉伸疲勞之依據，進行 80%、75%、70% 及 65% UTS 四種不同應力等級的軸向拉伸疲勞測試，表 4-26 為其疲勞壽命分佈數據，最大負載應力比與疲勞壽命曲線如圖 4-24 所示。由最小平方法所得線性回歸 S-N 曲線方程式如下：

試片承受衝擊後之拉伸疲勞曲線(IF)

$$S = 87.20 - 4.65 \times \log N_f \quad (4-4)$$

當試片經過低能量衝擊過後，其疲勞壽命有明顯變差的現象，即 S-N 曲線有左移的趨勢。由於試片經過衝擊過後有纖維斷裂的情形發生，在高

應力等級的狀況下有明顯變差的現象，因為疲勞壽命在高應力等級是由纖維所主導；而在低應力等級時，由於衝擊過後有明顯的脫層現象產生，因而影響到以基材所主導的疲勞壽命。而且經過衝擊過後，由於試片破壞的程度並不一致，使實驗數據散佈有增大的現象。

4.5.4 試片經預扭或低能量衝擊作用後之疲勞影響比較

試片受到預扭或低能量衝擊作用，材料疲勞壽命都會降低，如圖 4-25~26 所示。在高應力負荷區時，承受低能量衝擊的試片其疲勞壽命較預扭後釋放扭矩者為高，但比預扭後未釋放扭矩者為低。其原因為預扭後釋放扭矩者，其損傷成長不受限制，故其疲勞壽命較短。而在低應力負荷區時，承受低能量衝擊的試片其疲勞壽命較預扭後未釋放扭矩者為高，但比預扭後釋放扭矩者為低。其原因為預扭後釋放扭矩者，由於低應力負荷時，作用時間拉長，其材料內部損傷結構得以重新分布，故其疲勞壽命反而較長。

4.5.5 試片經預扭及低能量衝擊交互作用後之疲勞影響

試片受到預扭及低能量衝擊交互作用，對材料疲勞壽命都會降低。試片先受預扭再受低能量衝擊之交互作用(TIF)，比先受低能量衝擊再受預扭之試片(ITF)，對疲勞壽命的影響，在整個應力負荷區域內，均有較優的表現，如圖 4-27 及表 4-27、29 所示。兩者在高應力負荷時之壽命差別較小，但在低應力負荷時，先受預扭再受低能量衝擊之試片，有顯著增加疲勞壽命的表現。此外，試片單獨受到預扭（釋放扭矩）作用(TF)，和試片先受

預扭再受低能量衝擊之交互作用(TIF)兩者相較下，後者在疲勞負荷作用下，不但沒有降低的趨勢，反而有顯著增加疲勞壽命的意外表現，如圖 4-28 所示。探討其原因，或許是因為低能量衝擊前的預扭作用已改變了材料的結構，而與原先的材料結構不同，之後的低能量衝擊作用與拉伸疲勞所造成的影響，自然有所不同。此結果與文獻[1, 28]所得有相同趨勢。

再者，我們討論試片先受低能量衝擊再受預扭（釋放扭矩或未釋放扭矩）之交互作用(ITF、ITUF)兩者相較下，釋放扭矩的試片，在高應力負荷區時，其疲勞壽命較未釋放扭矩的試片為低，但在低應力負荷區時，其疲勞壽命則較未釋放扭矩的試片為長，如圖 4-29 及表 4-27~28 所示。其原因在低應力等級負荷時，由低能量衝擊再預扭造成的損傷，會因為扭矩釋放關係，材料微結構的損傷較易重新分佈，故疲勞壽命較長。由最小平方法得其線性回歸 S-N 特徵曲線方程式為：

試片先承受預扭再進行衝擊之拉伸疲勞曲線(TIF)

$$S = 98.03 - 6.32 \times \log N_f \quad (4-5)$$

試片先承受衝擊再進行扭轉(釋放扭矩)之拉伸疲勞曲線(ITF)

$$S = 86.78 - 4.28 \times \log N_f \quad (4-6)$$

試片先承受衝擊再進行扭轉(未釋放扭矩)之拉伸疲勞曲線(ITUF)

$$S = 84.64 - 3.94 \times \log N_f \quad (4-7)$$

4.5.6 試片經溫度溼度作用對疲勞壽命的影響

試片受到不同的溫度溼度作用後，進行拉伸疲勞試驗，其疲勞壽命與 S-N 關係曲線如表 4-30~33 及圖 4-30 所示，發現試片受到不同的溫度溼度作用後，大都會降低材料的疲勞壽命，疲勞曲線都有向左平移的情形。比

較溫度溼度對材料疲勞壽命的影響，可觀察到以下兩點：(1)承受 25°C，60%RH 的試片，較承受 60°C，90% RH 的試片疲勞壽命為長。(2)承受 60°C，60%RH 的試片，較承受 25°C，90%RH 的試片疲勞壽命為長。在低應力等級負荷時，(1)之疲勞壽命較(2)為長；但在高應力等級負荷時，(2)之疲勞壽命卻較(1)的試片為長。由最小平方法得其線性回歸 S-N 特徵曲線方程式為：

試片先受到 25°C，60%RH 處理再進行拉伸疲勞曲線(2560F)

$$S = 95.76 - 5.60 \times \log N_f \quad (4-8)$$

試片先受到 25°C，90%RH 處理再進行拉伸疲勞曲線(2590F)

$$S = 98.80 - 6.62 \times \log N_f \quad (4-9)$$

試片先受到 60°C，60%RH 處理再進行拉伸疲勞曲線(6060F)

$$S = 99.32 - 6.53 \times \log N_f \quad (4-10)$$

試片先受到 60°C，90%RH 處理再進行拉伸疲勞曲線(6090F)

$$S = 95.06 - 5.66 \times \log N_f \quad (4-11)$$

4.5.7 試片經溫溼度處理及預扭交互作用後之疲勞影響

4.5.7.1 試片先受溫濕度處理再受扭轉作用後之疲勞影響

試片先受溫濕度再受扭轉作用(未釋放扭矩)，在整個應力負荷區域內，先受 25°C，60%RH 再受扭轉的試片(2560T)，較先受 60°C，60%RH 的試片(6060T)有較優的表現；而先受 60°C，90%RH 再受扭轉的試片(6090T)，因高溫高濕環境對試片受損較為嚴重，再加上隨後的扭轉作用損傷益加嚴重，故疲勞壽命最短，如圖 4-31 及表 4-34~37 所示。由最小平方法得其線性回歸 S-N 特徵曲線方程式為：

試片先受到 25°C，60%RH 處理再進行扭轉之拉伸疲勞曲線(2560TF)

$$S = 93.79 - 5.37 \times \log N_f \quad (4-12)$$

試片先受到 25°C , 90%RH 處理再進行扭轉之拉伸疲勞曲線(2590TF)

$$S = 90.62 - 4.60 \times \log N_f \quad (4-13)$$

試片先受到 60°C , 60%RH 處理再進行扭轉之拉伸疲勞曲線(6060TF)

$$S = 90.56 - 4.96 \times \log N_f \quad (4-14)$$

試片先受到 60°C , 90%RH 處理再進行扭轉之拉伸疲勞曲線(6090TF)

$$S = 85.54 - 4.31 \times \log N_f \quad (4-15)$$

在高應力負荷區時，(2560T)的試片，較先受(2590T)的試片有較優的表現；但在低應力負荷區時，此兩者之疲勞壽命表現則相反。其原因為原先受高溫高濕損傷較為嚴重的試片，會因低應力等級負荷較小，作用時間延長，使其材料微結構的損傷有機會得以重新分佈，故疲勞壽命反而較長。

4.5.7.2 試片先經預扭作用再受溫溼度處理後之疲勞影響

試片受到預扭及溫濕度交互作用，對材料疲勞壽命都會降低。在整個應力負荷區域內，(T6060)的試片，較(T6090)的試片疲勞壽命為長，而有較優的表現，如圖 4-32 及表 4-38~41 所示。由最小平方法得其線性回歸 S-N 特徵曲線方程式為：

試片先受到扭轉再進行 25°C , 60%RH 處理之拉伸疲勞曲線(T2560F)

$$S = 98.80 - 6.62 \times \log N_f \quad (4-16)$$

試片先受到扭轉再進行 25°C , 90%RH 處理之拉伸疲勞曲線(T2590F)

$$S = 94.43 - 5.80 \times \log N_f \quad (5-17)$$

試片先受到扭轉再進行 60°C , 60%RH 處理之拉伸疲勞曲線(T6060F)

$$S = 92.40 - 5.39 \times \log N_f \quad (4-18)$$

試片先受到扭轉再進行 60°C，90%RH 處理之拉伸疲勞曲線(T6090F)

$$S = 95.71 - 6.29 \times \log N_f \quad (5-19)$$

在高應力負荷時(T2560)的試片，較(T2590)的試片疲勞壽命為長；但在低應力負荷時，先(T2590)之試片較(T2560)的試片，有顯著增加疲勞壽命的表現。探討其原因，或許是因為預扭後試片內部已有損傷產生，使得濕氣更容易進入試片內部，而高溫高濕度作用對試片的影響較大，在不釋放扭矩情況下，以高應力等級進行疲勞試驗，試片會因內部受損較大，但因作用時間短，內部損傷來不及重新分佈，故疲勞壽命較短；但在低應力等級負荷下，隨著作用時間延長，內部損傷得以重新改變材料的結構，故其疲勞壽命反而較長。

4.5.7.3 試片受到預扭及溫濕度交互作用對疲勞壽命的比較

試片單純受到溫濕度作用，比先受預扭再受溫濕度作用，多有較長的疲勞壽命，而後者又比先受溫濕度作用再受預扭之試片，對疲勞壽命的影響，在整個應力負荷區域內，亦多有較優的表現，如圖 4-33~36 所示。

圖 4-33 中在高應力負荷時(T2560)之試片較單純(2560)的試片壽命為長；但在低應力負荷時，(2560)之試片疲勞壽命最長，而(T2560)之試片疲勞壽命則次之，(2560T)的試片壽命則最短。圖 4-34 則顯示：在低應力負荷時，(T2590)的試片疲勞壽命最長，而單純受到溫濕度作用之試片(2590)疲勞壽命則最短；但在高應力負荷時，試片單純受到溫濕度作用之試片疲勞壽命則最長，而先受到溫濕度作用再受扭轉的試片疲勞壽命則最短；且在整個應力負荷區域內，先受扭轉再受溫濕度作用之試片疲勞壽命均較先受到溫濕度作用再受扭轉的試片為長。圖 4-35~36 則顯示：在整個應力負荷區

域內，(6060)或(6090)的試片疲勞壽命最長，先受扭轉再受溫濕度作用之試片疲勞壽命次之，而先受到溫濕度作用再受扭轉的試片疲勞壽命則最短。探討其原因，或許是因為溫濕度作用前的預扭作用已產生部份損傷，使水分較易進入材料內部，使得基材塑性化改善機械性質，而高溫情況下飽和水蒸氣含量較低溫環境為高，對低應力負荷之疲勞而言，基材主導疲勞性能，故此類試片之疲勞表現較(T2560)及(T2590)試片為佳。

4.5.8 試片經溫溼度處理及低能量衝擊交互作用後之疲勞影響

4.5.8.1 試片經溫溼度處理再受低能量衝擊後之疲勞影響

試片先受溫濕度處理再受低能量衝擊作用，在整個應力負荷區域內，先受 25°C，60%RH 再受低能量衝擊的試片(2560I)，較先受 60°C，60%RH (6060I)或 25°C，90%RH 的試片(2590I)有較優的表現；而(6090I)的試片，因高溫高濕環境對試片受損較為嚴重，再加上隨後的低能量衝擊作用損傷益加嚴重，故疲勞壽命最短，如圖 4-37 及表 4-42~45 所示。由最小平方法得其線性回歸 S-N 特徵曲線方程式為：

試片先受到 25°C，60%RH 處理再進行衝擊之拉伸疲勞曲線(2560IF)

$$S = 93.57 - 5.39 \times \log N_f \quad (4-20)$$

試片先受到 25°C，90%RH 處理再進行衝擊之拉伸疲勞曲線(2590IF)

$$S = 95.01 - 5.99 \times \log N_f \quad (4-21)$$

試片先受到 60°C，60%RH 處理再進行衝擊之拉伸疲勞曲線(6060IF)

$$S = 103.73 - 7.81 \times \log N_f \quad (4-22)$$

試片先受到 60°C，60%RH 處理再進行衝擊之拉伸疲勞曲線(6090IF)

$$S = 92.64 - 5.31 \times \log N_f \quad (4-23)$$

在高應力負荷區時，(6060I)的試片，較(2590I)的試片有較優的表現；但在低應力負荷區時，此兩者之疲勞壽命表現則相反。其原因為原先受低溫高濕損傷較為嚴重的試片，會因低應力等級負荷較小，使其材料微結構的損傷較易重新分佈，故疲勞壽命反而較長。

4.5.8.2 試片經低能量衝擊後再受溫溼度處理之疲勞影響

試片受到低能量衝擊及溫濕度交互作用，對材料疲勞壽命都會降低。在整個應力負荷區域內，先低能量衝擊再受 60°C，60%RH 的試片(I6060)，較再承受 60°C，90%RH 的試片(I6090)疲勞壽命為長，而有較優的表現，如圖 4-38 表 4-46~49 所示。由最小平方法得其線性回歸 S-N 特徵曲線方程式為：

試片先受到衝擊再進行 25°C，60%RH 處理之拉伸疲勞曲線(I2560F)

$$S = 97.81 - 6.33 \times \log N_f \quad (4-24)$$

試片先受到衝擊再進行 25°C，90%RH 處理之拉伸疲勞曲線(I2590F)

$$S = 95.58 - 6.06 \times \log N_f \quad (4-25)$$

試片先受到衝擊再進行 60°C，60%RH 處理之拉伸疲勞曲線(I6060F)

$$S = 95.43 - 6.13 \times \log N_f \quad (4-26)$$

試片先受到衝擊再進行 60°C，90%RH 處理之拉伸疲勞曲線(I6090F)

$$S = 96.30 - 6.75 \times \log N_f \quad (4-27)$$

在高應力負荷時(I2560)的試片，較(I2590)的試片疲勞壽命為長；但在低應力負荷時，(I2590)之試片較(I2560)的試片，有顯著增加疲勞壽命的表

現。探討其原因，或許是因為低能量衝擊後試片內部已有損傷產生，使得濕氣更容易進入試片內部，而較高的相對濕度作用對試片的影響較大，以高應力等級進行疲勞試驗，試片會因內部受損較大，但因作用時間短，內部損傷來不及重新分佈故疲勞壽命較短；但在低應力等級負荷下，隨著作用時間延長，內部損傷得以重新改變材料的結構，故其疲勞壽命反而較長。

4.5.8.3 試片受到低能量衝擊及溫濕度交互作用對疲勞壽命的比較

試片單純受到溫濕度作用，比先受溫濕度作用再受低能量衝擊，多有較長的疲勞壽命，而後者又比先受低能量衝擊再受溫濕度作用之試片，對疲勞壽命的影響，在整個應力負荷區域內，亦多有較優的表現，如圖 4-39~42 所示。圖 4-39 中在高應力負荷時 (I2560) 之試片較單純(2560)的試片疲勞壽命稍為長些；但在低應力負荷時，(2560)之試片疲勞壽命最長，而(2560I)之試片疲勞壽命其次，(I2560)的試片壽命則最短。圖 4-40 則顯示，在低應力負荷時，(I2590)的試片疲勞壽命最長，而(2590)之試片疲勞壽命則最短；但在高應力負荷時，(2590)之試片疲勞壽命較長，而(2590I)與(I2590)兩者試片疲勞壽命相近。於整個應力負荷區域內，先受低能量衝擊再受溫濕度作用之試片疲勞壽命均較先受到溫濕度作用再受低能量衝擊的試片略長。圖 4-41~42 則顯示，在整個應力負荷區域內，(6060)及(6090)的試片疲勞壽命最長，先受到溫濕度作用再受低能量衝擊的試片疲勞壽命次之，而先受低能量衝擊再受溫濕度作用之試片疲勞壽命則最短。探討其原因，或許是因為溫濕度前的低能量衝擊作用已改變了材料的結構，而與原先的材料結構不同，之後的溫濕度作用與拉伸疲勞所造成的影響，自然有所不同。

4.5.9 試片經溫溼度處理及預扭與低能量衝擊交互作用後之疲勞影響

4.5.9.1 試片經預扭及溫溼度處理再受低能量衝擊溫作用後之疲勞影響

試片先經預扭與溫溼度處理再受低能量衝擊作用後，在整個應力負荷

區域內，發現(T2560I)試片之疲勞壽命表現較佳，而(T6090I)試片表現次之，而(T2590I)試片之疲勞壽命表現的較弱，如圖 4-43 表 4-50~53 所示。由最小平方法得其線性回歸 S-N 特徵曲線方程式為：

試片先受到預扭與 25°C，60%RH 處理再進行衝擊之拉伸疲勞曲線(T2560IF)

$$S = 98.60 - 6.49 \times \log N_f \quad (4-28)$$

試片先受到預扭與 25°C，90%RH 處理再進行衝擊之拉伸疲勞曲線(T2590IF)

$$S = 97.09 - 6.51 \times \log N_f \quad (4-29)$$

試片先受到預扭與 60°C，60%RH 處理再進行衝擊之拉伸疲勞曲線(T6060IF)

$$S = 93.41 - 5.30 \times \log N_f \quad (4-30)$$

試片先受到預扭與 60°C，60%RH 處理再進行衝擊之拉伸疲勞曲線(T6090IF)

$$S = 97.45 - 6.37 \times \log N_f \quad (4-31)$$

在高應力等級負荷時，(T2560I) 試片之疲勞壽命表現的最強，主要原因是其損傷較為不嚴重所致；在低應力等級負荷時，(T6060I) 試片之疲勞壽命表現的最長，主要原因是其損傷雖較(T2560I)嚴重，但因疲勞負荷等級較低，作用時間拉長後，原有的損傷得以較易重新分佈，故疲勞壽命反而較長。

4.5.9.2 試片經低能量衝擊作用及溫溼度處理再受扭轉後之疲勞影響

試片先經低能量衝擊及溫溼度處理再受扭轉作用後，其疲勞壽命表現如圖 4-44 及表 4-54~57 所示。由最小平方法得其線性回歸 S-N 特徵曲線方程式為：

試片先受到衝擊與 25°C，60%RH 處理再進行預扭之拉伸疲勞曲線(I2560TF)

$$S = 95.03 - 5.81 \times \log N_f \quad (4-32)$$

試片先受到衝擊與 25°C, 90%RH 處理再進行預扭之拉伸疲勞曲線(I2590TF)

$$S = 96.16 - 6.17 \times \log N_f \quad (4-33)$$

試片先受到衝擊與 60°C, 60%RH 處理再進行預扭之拉伸疲勞曲線(I6060TF)

$$S = 98.81 - 6.81 \times \log N_f \quad (4-34)$$

試片先受到衝擊與 60°C, 90%RH 處理再進行預扭之拉伸疲勞曲線(I6090TF)

$$S = 100.08 - 7.13 \times \log N_f \quad (4-35)$$

在高應力等級負荷時，(I6090T) 試片之疲勞壽命表現的最強，(I6060T) 試片次之，(I2590T) 試片再次之，(I2560T) 試片之疲勞壽命表現最差。而在低應力等級負荷時，四組試片之疲勞壽命表現卻與高應力等級負荷的表現完全相反，即(I2560T) 試片之疲勞壽命表現的最強，(I2590T) 試片次之，(I6060T) 試片再次之，(I6090T) 試片之疲勞壽命表現最弱。此結果與先經低能量衝擊再經溫溼度處理試片，在低應力等級負荷時之表現趨勢相近似。

4.5.9.3 試片經低能量衝擊及預扭作用再受溫溼度處理後之疲勞影響

試片先經低能量衝擊及預扭作用再受溫溼度處理後，在整個應力負荷區域內，發現無論應力等級負荷之高或低時，(IT2590) 試片之疲勞壽命表現的最強，(IT2560)試片之疲勞壽命表現次之，(IT6060)則再次之，而(IT6090)試片之疲勞壽命表現的最弱，如圖 4-45 及表 4-58~61 所示。

4.5.9.4 試片經預扭與低能量衝擊作用再受溫溼度處理後之疲勞影響

試片先經預扭與低能量衝擊作用後再受溫溼度處理，在整個應力負荷區域內，可觀察到(TI2560)試片之疲勞壽命均比(TI6060)試片表現略勝一籌，而(TI6090)試片之疲勞壽命表現的最弱，如圖 4-46 及表 4-62~65 所示。

在高應力等級負荷時，(TI2560)試片之疲勞壽命表現的最強，主要原因是其損傷較為不嚴重所致；在低應力等級負荷時，(TI2590) 試片之疲勞壽命表現的最長，主要原因是其損傷雖較(TI2560)嚴重，但因疲勞負荷等級較低，作用時間拉長後，原有的損傷得以較易重新分佈，故疲勞壽命反而較長。

4.5.9.5 試片經預扭與低能量衝擊作用及受 25°C，60%RH 溫溼度處理交互

作用後之疲勞影響

試片經預扭與低能量衝擊作用及受 25°C，60%RH 溫溼度處理交互作用，在整個應力負荷區域內，可觀察到(T2560I)試片之疲勞壽命均比(IT2560)試片表現為長，而(TI2560)試片之疲勞壽命表現的最佳，如圖 4-47 所示。在高應力等級負荷時，(I2560T) 試片之疲勞壽命最短；在低應力等級負荷時，(IT2560) 試片之疲勞壽命表現的最弱。

4.5.9.6 試片經預扭與低能量衝擊作用及受 25°C，90%RH 溫溼度處理交互

作用後之疲勞影響

試片經預扭與低能量衝擊作用及受 25°C，90%RH 溫溼度處理交互作用，在整個應力負荷區域內，可觀察到(T2590I)試片之疲勞壽命最短，如圖 4-48 所示。在高應力等級負荷時，(IT2590) 試片之疲勞壽命最長，(TI2590) 試片次之，(I2590T)與(T2590I)試片兩者之疲勞壽命相近；在低應力等級負荷時，(TI2590)試片之疲勞壽命最長，(IT2590) 試片之疲勞壽命次之，而(I2590T)試片表現的最弱。

4.5.9.7 試片經預扭與低能量衝擊作用及受 60°C，60%RH 溫溼度處理交互

作用後之疲勞影響

試片經預扭與低能量衝擊作用及受 60°C，60%RH 溫溼度處理交互作用，在整個應力負荷區域內，可觀察到(TI6060)試片之疲勞壽命均高於(IT6060)試片，如圖 4-49 所示。在高應力等級負荷時，(TI6060) 試片之疲勞壽命最長，(I6060T)試片次之，(IT6060)試片再次之，而(T6060I)試片疲勞壽命最短；在低應力等級負荷時，(T6060I)試片之疲勞壽命最長，(TI6060)試片之疲勞壽命次之，(IT6060)試片再次之，而(I6060T)試片表現的最弱。

4.5.9.8 試片經預扭與低能量衝擊作用及受 60°C，90%RH 溫溼度處理交互作用後之疲勞影響

試片經預扭與低能量衝擊作用及受 60°C，90%RH 溫溼度處理交互作用，在整個應力負荷區域內，可觀察到(T6090I)試片之疲勞壽命表現均比(IT6090)試片為佳，如圖 4-50 所示。在高應力等級負荷時，(I6090T)試片之疲勞壽命表現的最強，(T6090I)試片次之，(TI2590)試片再次之，(IT6090)試片之疲勞壽命表現的最差；在低應力等級負荷時，(TI6090) 試片之疲勞壽命表現的最長，(T6090I)試片次之，(IT2590)試片再次之，(I6090T)試片之疲勞壽命表現的最短。

4.5.9.9 試片未經溫溼度處理與經溫溼度處理受到低能量衝擊與扭轉交互作用之疲勞壽命比較

試片未經溫溼度處理與經 25°C, 60%RH 受到低能量衝擊與扭轉交互作用之疲勞壽命比較，如圖 4-51 所示。在高應力等級負荷時，(T2560I)試片之疲勞壽命表現的最強，(TIF)試片次之，但兩者十分接近，(I2560T)試片再次之，(ITUF)試片之疲勞壽命表現的最差；在低應力等級負荷時，(TIF) 試片之疲勞壽命表現的最長，(T2560I)與(I2560T)試片次之，(ITUF)試片之疲勞壽命表現的最短。

試片未經溫溼度處理與經 25°C, 90%RH 受到低能量衝擊與扭轉交互作

用之疲勞壽命比較，如圖 4-52 所示。在高應力等級負荷時，(TIF)試片之疲勞壽命表現的最強，(ITUF)試片次之，(T2590I)與(I2590T)試片之疲勞壽命相接近，兩種試片之疲勞壽命表現的最差。在低應力等級負荷時，(TIF) 試片之疲勞壽命表現的最長，(I2590T)試片次之，(T2590I) 試片再次之，(ITUF) 試片之疲勞壽命表現的最弱。

試片未經溫溼度處理與經 60°C, 60%RH 受到低能量衝擊與扭轉交互作用之疲勞壽命比較，如圖 4-53 所示。在高應力等級負荷時，(TIF)試片之疲勞壽命表現的最強，(I6060T)試片次之，(T6060I)試片再次之，(ITUF)試片之疲勞壽命表現的最差；在低應力等級負荷時，(TIF) 試片之疲勞壽命表現的最長，(T6060I)與(ITUF)兩種試片次之，(I6060T)試片之疲勞壽命表現的最短。在整個應力負荷區域內，可觀察到(T6060I)試片之疲勞壽命均比(ITUF) 試片表現為長，而(TIF)試片之疲勞壽命表現的最佳

試片未經溫溼度處理與經 60°C, 90%RH 受到低能量衝擊與扭轉交互作用，在整個應力負荷區域內，可觀察到(TIF)試片之疲勞壽命表現的最強，而(T6090I)試片之疲勞壽命表現均比(ITUF)試片為佳，如圖 4-54 所示。在高應力等級負荷時，(I6090T)試片之疲勞壽命表現的比(T6090I)試片為佳，(ITUF)試片之疲勞壽命表現的最差；在低應力等級負荷時，(TIF) 試片之疲勞壽命表現的最長，(T6090I)試片次之，(ITUF)試片再次之，而(I6090T)試片之疲勞壽命表現的最短。

比較圖 4-51~54，吾人可發現不論應力等級的高低，(TIF)試片多半有最長的疲勞壽命表現，而(ITUF)試片的壽命大多最短；於低應力等級時，先預扭與溫濕處理再經低能量衝擊之試片，其平均之疲勞壽命表現，較先低能量衝擊與溫濕處理再經扭轉作用之試片為長；但於高應力等級時，先低能量衝擊與溫濕處理再經扭轉作用之試片，其平均之疲勞壽命表現，較先預扭與溫濕處理再經低能量衝擊之試片，有較佳的表現。

圖 4-55 為試片受到低能量衝擊與扭轉交互作用未經溫溼度處理與經 25°C, 60%RH 之疲勞壽命比較圖。發現不論應力等級的高低，此四種情況之 S-N 疲勞壽命之特徵方程式，在半對數圖上呈現近似平行的四條直線，即 (TI2560) 試片的疲勞壽命有最長表現，而 (TIF) 試片次之，(IT2560) 的試片再次之，(ITUF) 試片的疲勞壽命最短。

圖 4-56 為試片受到低能量衝擊與扭轉交互作用未經溫溼度處理與經 25°C, 90%RH 之疲勞壽命比較圖。發現不論應力等級的高低，(ITUF) 試片的疲勞壽命均為最短。在高應力等級負荷時，(TIF) 試片之疲勞壽命表現的比 (IT2590) 試片為佳，而 (TI2590) 試片則次之；在低應力等級負荷時，(TI2590) 試片之疲勞壽命表現的最強，(IT2590) 試片次之，(TIF) 試片再次之，而 (I6090T) 試片之疲勞壽命表現的最短。

圖 4-57 為試片受到低能量衝擊與扭轉交互作用未經溫溼度處理與經 60°C, 60%RH 之疲勞壽命比較圖。發現不論應力等級的高低，此四種情況之 S-N 疲勞壽命之特徵方程式，在半對數圖上呈現近似平行的四條直線，即 (TI6060) 試片的疲勞壽命有最長表現，而 (TIF) 試片次之，(IT6060) 的試片再次之，(ITUF) 試片的疲勞壽命最短。

圖 4-58 為試片受到低能量衝擊與扭轉交互作用未經溫溼度處理與經 60°C, 90%RH 之疲勞壽命比較圖。發現不論應力等級的高低，(TIF) 試片的疲勞壽命有最長表現，而 (ITUF) 試片的疲勞壽命均為最短。在高應力等級負荷時，(TI6090) 與 (IT6090) 試片之疲勞壽命表現兩者十分接近；而在低應力等級負荷時，(TI6090) 試片之疲勞壽命表現則較 (IT6090) 試片為強。

比較圖 4-55~58，吾人可發現不論應力等級的高低，先預扭再經低能量衝擊最後再經溫濕處理之試片多半有最長的疲勞壽命表現，而 (ITUF) 試片的壽命最短；而 (TIF) 試片其平均之疲勞壽命表現，較先低能量衝擊再經扭轉作用最後再經溫濕處理之試片為長。

4.6 C-scan 非破壞性性能檢驗

在疲勞過程中，試片的脫層是相當重要且關鍵的一種損傷型式。因此在整個疲勞過程中，以超音波 C-scan 來掃描試片，以瞭解試片內之脫層成長情形。

圖 4-59 為原始試片 (F) 拉伸疲勞過程中的脫層情形，發現脫層是由試片兩側邊緣處開始產生的，當疲勞週次數增加時，脫層將會逐漸向中央延伸成長，最後脫層將遍滿整個試片，脫層這種成長變化的趨勢，在其他不同負荷條件的試片，也有相同的變化趨勢。

試片單獨承受預扭 (TF) 或是低能量衝擊負荷後之疲勞測試，由圖 4-60~61 中比較，可發現相同 30,000 週次數後，承受衝擊負荷的試片 (IF)，其脫層情形遠較預扭者嚴重，且其疲勞壽命亦較後者為短，可見衝擊對複合材料的影響是很大的。圖 4-61 則是觀察在應力等級 65% UTS 下以 $0.3U_i$ 能量衝擊後的試片其脫層增長的情形，由圖中可發現試片剛開始受到衝擊時會在衝擊處有嚴重的脫層現象發生，隨著週次數的增加，脫層的增長則是會從衝擊處附近的橫向裂縫來做縱向的延伸，大多是沿著寬度方向延伸，而在長度方向變化很小。

反之，若在衝擊後再預扭 (ITF) 與單獨的衝擊 (IF) 作用比較，如圖 4-62(a) 與 4-61 所示，可看出在較低次數時，(ITF) 試片因衝擊造成的損傷，被隨後的預扭作用，使得內部結構得以重新改變，所導致的脫層成長速度較慢，所以疲勞壽命較 (IF) 為長。

若在衝擊前施加預扭負荷，則可延緩脫層的成長。由圖 4-62(b) 可看出在 10,000 週次數時，(TIF) 試片除了衝擊所造成的脫層外，試片的兩旁僅有少數的脫層產生，直到 30,000 週次以後，脫層才由兩側逐漸向中央延伸，而且發現脫層在衝擊處附近分佈較多，並向夾持片兩端遞減。

試片承受預扭及衝擊之交互作用負荷後之疲勞測試，由圖 4-62(a)、(b)

中比較，可發現相同 10,000 週次數後，先承受衝擊負荷再承受預扭的試片 (ITF)，其脫層情形遠較先承受預扭再衝擊者(TIF)嚴重，且其疲勞壽命亦較後者為短，可見衝擊之作用先後次序，對複合材料的影響是很大的。

圖 4-63 為試片單純承受不同之溫溼度作用後之疲勞測試 C-scan 圖，經由比較，可發現相同 30,000 週次數後，承受 25°C，60%RH 的試片(2560F)損傷最少，60°C，90%RH 的試片(6090F)次之，而 25°C，90%RH 的試片(2590F)，其脫層情形最為嚴重，且其疲勞壽命亦最短。此項結果則與原先之預測大為不同，究其原因可能是高溫高濕作用(6090F)對基材的影響很大，但因隨後的低應力等級之疲勞負荷作用，使其微結構得以重新排列分布，反而提升疲勞壽命，而較(6060F)及(2590F)的試片壽命為長。此外，我們亦可看出受到溫溼度作用所造成的損傷，會受到隨後週次負荷作用而成長，多由試片兩側開始，且會沿著寬度方向向中央延伸，而在長度方向損傷，最後於試片兩端益顯嚴重。

圖 4-64 為先經不同的溫溼度作用再受扭轉及疲勞負載後之 C-scan 圖，可看出在相同之 30,000 週次數時，先經 25°C，90%RH 或 25°C，60%RH 作用再扭轉的試片，其脫層情形較為輕微，而先經 60°C，90%RH 作用再扭轉的試片(6090TF)，其脫層情形最為嚴重。圖 4-65 為預扭後再經不同的溫溼度作用及疲勞負載後之 C-scan 圖，可看出在相同之 30,000 週次數時，預扭後再經 25°C，90%RH (T2590F)及 25°C，60%RH 的試片(T2560F)，其脫層情形較為輕微，而預扭後再經 60°C，90%RH 的試片(T6090F)，其脫層情形最為嚴重。因預扭後材料內部已有損傷產生，再經高溫高濕作用時，濕氣更容易進入基材內部，加速了損傷的成長，故疲勞壽命也最短。

此外，吾人亦可將試片單純受溫溼度作用，與試片受扭轉與溫溼度交互作用之 C-scan 圖作比較，如圖 4-66 所示，發現在相同的 30,000 週次數後，單純受到 25°C，60%RH 作用的試片(2560F)損傷較輕，而先受到扭轉再受

到 25°C，60% RH 作用的試片(T2560F)損傷次之，先受到 25°C，60%RH 作用再扭轉的試片(2560TF)損傷最嚴重。此項結果在另外三組溫溼度實驗中，亦多可獲致相類似情形。

圖 4-67 為先經不同的溫溼度作用再受低能量衝擊及疲勞負載後之 C-scan 圖，可看出在相同之 30,000 週次數時，先經 25°C，60%RH 或 25°C，90%RH 作用再受低能量衝擊的試片，其脫層情形較為輕微，而先經經 60°C，90%RH 作用再受低能量衝擊扭轉的試片(6090IF)，其脫層情形最為嚴重。圖 4-68 為先受低能量衝擊後再經不同的溫溼度作用及疲勞負載後之 C-scan 圖，可看出在相同之 30,000 週次數時，低能量衝擊後再經 25°C，90%RH (I2590F)及 25°C，60%RH 的試片(I2560F)，其脫層情形較為輕微，而低能量衝擊後再經 60°C，90%RH 的試片(I6090F)，其脫層情形最為嚴重。因試片承受低能量衝擊後，材料內部已有損傷產生，再經高溫高濕作用時，濕氣更容易進入基材內部，加速了損傷的成長，故疲勞壽命也最短。

今將試片單純受溫溼度作用，與試片受低能量衝擊與溫溼度交互作用之 C-scan 圖作比較，如圖 4-69 所示，發現在相同的 30,000 週次數後，單純受到 25°C，60%RH 作用的試片(2560F)損傷較輕，而先受到 25°C，60%RH 作用再低能量衝擊的試片(2560IF)損傷次之，先受到低能量衝擊再受到 25°C，60%RH 作用的試片(I2560F)損傷最嚴重。此項損傷情況與上述之預扭與溫溼度交互作用之結果略為不同。此項結果在另外三組溫溼度實驗中，亦多可獲致相類似情形。

圖 4-70 為試片經低能量衝擊及不同的溫濕度處理後，再受扭轉作用，於 65% UTS 之 C-scan 圖。由圖中可看出在相同之 30,000 週次數時，(I2560TF)及(I2590TF)的試片，其脫層情形較為輕微，而(I6090TF)的試片，其脫層情形最為嚴重。因試片承受低能量衝擊後，材料內部已有損傷產生，

再經高溫高濕作用時，濕氣更容易進入基材內部，而導致基材裂縫成長及基材劣化，而隨後之扭轉作用，更加速了損傷的成長，故疲勞壽命也最短。

圖 4-71 為試片先經預扭及不同的溫濕度處理後，再受低能量衝擊作用，於 65% UTS 之 C-scan 圖。由圖中經由比較，可看出在相同之 30,000 週次數時，(T6060IF)及(T2560IF)的試片，其脫層情形較為輕微，而(T2590IF)的試片，其脫層情形最為嚴重。因試片承受扭轉後，材料內部已有損傷產生，再經高的相對溼度作用時，濕氣更容易進入基材內部，而導致基材裂縫成長及基材劣化，而隨後低能量衝擊之作用，更加速了損傷的成長，故疲勞壽命也最短。

圖 4-72 為試片經預扭及溫濕度處理與低能量衝擊交互作用後，於 65 % UTS 30,000 週次數之 C-scan 比較圖。由圖中經由比較，可看出 (I2560TF) 及(T2560IF)的試片，由於溫溼度均較低，對基材影響較小，其脫層情形兩者較為輕微。而(I2590TF)及(T2590IF)的試片，因相對溼度較高，對基材塑性化影響較大，尤其是隨後的衝擊作用產生較嚴重的損傷，故其脫層情形也較嚴重。但是對於(T6060IF)及 (T6090IF)的試片，其脫層情形較為輕微，而(I6060TF)及(I6090TF)的試片，其脫層情形則較為嚴重。主要是溫度較高時，其濕氣水分含量亦會增多，對基材塑性化影響較大，特別是隨後的扭轉再疲勞作用，是在未釋放扭矩情況下進行，對於損傷不易重新調整分布，進而縮短疲勞壽命。

4.7 破壞型態

圖 4-73~89 為試片拉伸疲勞破壞後的側面照相圖。

圖 4-73 為不受衝擊或預扭的原始試片破壞情形，可看出隨著作用應力等級的降低，脫層情況愈為嚴重，較大的脫層多產生於 90° 和 $\pm 45^\circ$ 之間，在較高應力等級作用時，破壞多集中於一處，且斷面多沿著 $\pm 45^\circ$ 斷裂而在較低的應力等級作用下，每層的斷裂位置都不同， 90° 與 $\pm 45^\circ$ 間的脫層幾乎遍佈整根試片，而像刺蝟般放射狀的伸張。

圖 4-74 為有預扭作用的拉伸疲勞試驗後的破壞型態，在較高的應力作用時，破壞則較局部，並可清楚看到纖維斷裂及剝離多發生在靠近試片的兩端約一至三公分處，而在較低的應力等級時，則可清楚看到破壞發生在試片不同的兩三個地方。至於承受扭矩作用後不釋放扭矩之試片，其拉伸疲勞破壞型態，與有釋放扭矩者類似，而對放射狀的脫層情形，則是更為明顯的表現。

圖 4-75 為有衝擊作用的拉伸疲勞試驗後的破壞型態，與前兩者有明顯的不同，無論作用應力等級的大小，破壞都集中在衝擊點附近，斷裂面較不規則，而脫層延伸的範圍，隨應力的降低而分佈越廣，在較低的應力等級時，在試片衝擊處的背面，有明顯 0° 層剝離的現象，且受衝擊支持環的影響，可看到沿環緣斷裂的情形；而在 90° 與 $\pm 45^\circ$ 之間仍有較大的脫層發生。

圖 4-76 與 4-77 衝擊及預扭交互作用之試片，其拉伸疲勞試驗後的破壞型態。對先衝擊再預扭的試片，其破壞型態全集中在衝擊處附近，而與單獨承受衝擊作用後拉伸疲勞破壞的試片相似，且沒有嚴重的脫層延伸，而在斷裂處有嚴重的剝離產生。而對先預扭再衝擊的試片，其破壞型態在高的應力作用下，與單獨承受衝擊作用後拉伸疲勞破壞的試片相似，但在低應力作用下，我們卻發現在衝擊面的衝擊處，沒有外觀可見的損傷，且斷

裂處離衝擊點還有一段距離。此外，在衝擊點的下方，離衝擊點偏移一段距離處，則有嚴重的剝離脫層和纖維斷裂，而在試片的最底層，破壞仍發生在衝擊點處。

圖 4-78~81 為試片經過不同的溫溼度處理後，其拉伸疲勞試驗後的破壞型態。圖 4-78~79 為經過 25°C 及 60% RH 作用及 25°C 及 90% RH 作用的試片疲勞破壞情形，圖 4-80~81 為經過 60°C 及 60% RH 作用及 60°C 及 90% RH 作用的試片疲勞破壞情形。兩圖的破壞外觀形式十分類似，經由仔細比對，可看出隨著作用應力等級的降低，脫層情況愈為嚴重，較大的脫層多產生於 90° 和 $\pm 45^\circ$ 之間。在較高應力作用時，破壞多集中於一處，且斷面多沿著 $\pm 45^\circ$ 斷裂；而在較低的應力等級作用下，每層的斷裂位置都不相同，90° 與 $\pm 45^\circ$ 間的脫層幾乎遍佈整根試片，而成放射狀的向外伸張。

圖 4-82~83 為經過 60°C，90%RH 處理與承受扭轉交互作用的試片破壞後之型態，發現 (T6090)與(6090T)試片之破壞情形，不論應力等級的高低，兩者表現都十分相似：在較高的應力作用時，可清楚看到纖維斷裂及剝離發生在試片的一、兩處，而在較低的應力等級時，則可清楚看到破壞發生在試片不同的多個地方，且因有扭轉作用，靠近兩端夾持片處附近，亦因應力集中作用，有許多橫向裂痕或斷裂發生。

圖 4-84~85 為經過 60°C，90%RH 處理再承受低能量衝擊交互作用的試片破壞後之型態，發現 (I6090)與(6090I)試片之破壞情形。無論作用應力等級的大小，破壞都集中在衝擊點附近，而脫層延伸的範圍，隨應力等級的降低而分佈越廣，在較低的應力等級時，在試片衝擊處的背面，有明顯 0° 層剝離的現象，而在 90° 與 $\pm 45^\circ$ 之間仍有較大的脫層發生。

圖 4-86~89 為試片經低能量衝擊及 60°C, 90%RH 處理與扭轉交互作用後之疲勞破壞側面照片圖。對(IT6090)及(I6090T)的試片，其破壞型態多集

中在衝擊處附近，而與單獨承受衝擊作用後拉伸疲勞破壞的試片相似，但因有扭轉作用及高溫高濕影響，並無嚴重的脫層延伸，而在斷裂處及試片表層，有嚴重的剝離產生，及靠近夾持片端一至三公分處，亦出現許多橫向裂縫及部分積層板斷裂發生。而對(TI6090) (T6090I)的試片，其破壞型態在高的應力作用下，與單獨承受衝擊作用後拉伸疲勞破壞的試片相似，但在低應力作用下，我們卻發現在衝擊面的衝擊處，沒有外觀可見的損傷，且斷裂處離衝擊點還有一段距離，但因有扭轉作用及高溫高濕影響靠近兩端夾持片處附近，亦因應力集中作用，有許多橫向裂痕或斷裂發生。此外，在衝擊點的下方，離衝擊點偏移一段距離處，則有嚴重的剝離脫層和纖維斷裂，而在試片的最底層，破壞仍發生在衝擊點處。

4.8 SEM 檢測

圖 4-90 為原始試片經 65% UTS 後之疲勞破壞 SEM 圖。圖中可看到許多基材仍附著在纖維表面及纖維之間，纖維亦多保持完整狀態，並未發現有斷裂破損之處。圖 4-91~92 為試片經預扭作用後(釋放扭矩 TF 及未釋放預扭 TUF)之疲勞破壞 SEM 圖，經由比較，可看出 TF 試片有較多的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面，故其疲勞壽命較長。圖 5-93 試片經低能量衝擊作用後之疲勞破壞 SEM 圖，可觀察到部分區域之纖維間距變大，有可能是疲勞過程中纖維破損斷裂所致。

圖 4-94~97 為受到不同的溫濕度處理後之試片 SEM 圖，經由比較，可看出 2560F 試片有較多的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面，故其疲勞壽命較長，但是 2590 F 試片只有較少的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面，部分纖維因疲勞作用，表面已無基材殘骸附著其表面，故其疲勞壽命較短。

圖 4-98~101 為先經過不同的溫溼度處理，再承受預扭之試片 SEM 圖。經由比較，可看出 2590TF 試片有較多的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面，故其疲勞壽命較長，且因扭轉作用，可看到纖維有彎曲現象。但是 6090T F 試片，只有較少的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面，基材與纖維剝離情形十分嚴重，故其疲勞壽命較短。

圖 4-102~105 為先經預扭，再受不同的溫溼度處理之試片 SEM 圖。經由比較，可看出 T2590F 試片有較多的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面，故其疲勞壽命較長，且因扭轉作用，可看到纖維有彎曲現象。但是，T6090 F 試片只有較少的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面，故其疲勞壽命較短。

比較圖 4-102~105，發現無論預扭次序之先後，受到 25°C，90%RH 作用的試片(T2590 或 2590T)損傷較輕，許多大片的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面。而不論預扭次序先後受到 60°C，90%RH 作用的試片(T6090 或 6090T)，基材與纖維剝離情形較前者嚴重，故其壽命也較短。另

外三組之溫濕度與扭轉交互作用之結果，亦與此處所討論情形相似。

圖 4-106~109 為先經過不同的溫溼度處理,再受低能量衝擊作用之試片 SEM 圖。經由比較,可看出 2560IF 試片有較多的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面,故其疲勞壽命較長。但是,6090IF 試片只有較少的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面,故其疲勞壽命較短。

圖 4-110~113 為先經過低能量衝擊作用,再受不同的溫溼度處理之試片 SEM 圖。經由比較,可看出 I2590F 試片有較多的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面,故其疲勞壽命較長。但是,I6090F 試片只有較少的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面,故其疲勞壽命較短。

圖 4-114~117 為先經低能量衝擊及扭轉作用後再受不同的溫濕度處理於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖。經由比較,可看出 IT2590F 及 IT2560 試片有較多的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面,故其疲勞壽命較長。但是觀察 IT6090F 試片,只有少數的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面,基材與纖維剝離情形十分嚴重,故其疲勞壽命較短。

圖 4-118~121 為先經低能量衝擊及不同的溫濕度處理再受扭轉作用後於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖。經由比較,可看出 I2560TF 及 I2590TF 試片,比另外兩種經高溫作用的試片,有較多的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面,故其疲勞壽命較長。

圖 4-122~125 為先經預扭及低能量衝擊作用後再受不同的溫濕度處理

於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖。經由比較，可看出 TI2590F 及 TI2560 試片有較多的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面，故其疲勞壽命較長。但是觀察 TI6090F 試片，只有少數的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面，基材與纖維剝離情形十分嚴重，而且部分區域的纖維，亦因衝擊與疲勞作用，出現斷裂損傷情形，故其疲勞壽命較短。

圖 4-126~129 為先經預扭及不同的溫濕度處理再受低能量衝擊作用後於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖。經由比較，可看出 T6060IF 及 T2560IF 試片有較多的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面，故其疲勞壽命較長。但是溼度較高的另兩種試片，只有少數的基材殘骸仍分佈在纖維之間或附著在纖維表面，基材與纖維剝離情形十分嚴重，故其疲勞壽命較短。

第五章 結論

本文主要是針對擬均向性 $[0/45/90/-45]_{2s}$ 熱固性之碳纖維/環氧樹脂(carbon/epoxy)複合材料積層板，受到不同的溫溼度環境作用與低能量衝擊及扭轉之交互作用後，對材料疲勞性質的影響，並考慮此三者外在作用因素，在不同的作用順序下及不同的溫溼度作用環境，對積層板的影響，由實驗結果得到的結論如下：

- 一. 綜合上述之結果與討論，低能量衝擊、預扭及溫溼度作用，此三項變動因素，對靜態強度的影響，單獨受到預扭作用的試片，不論是否釋放扭矩，其殘餘強度平均值最高，先預扭再衝擊之試片次之，經溫溼度作用的試片再次之，單獨受到衝擊作用的試片，與先衝擊再扭轉的試片則更次之，而先經溫溼度處理再受扭轉的試片，則是未放鬆扭矩的試片，其殘餘強度平均值最低。
- 二. 低能量衝擊及扭轉與經溫溼度處理交互作用對拉伸疲勞的影響，不論應力等級的大小及溫溼度環境的高低，先預扭再經低能量衝擊最後再經溫濕處理之試片，大多有較長的疲勞壽命表現；而先預扭再經溫濕處理再經低能量衝擊之試片，疲勞壽命表現多半次之；而先低能量衝擊再預扭再經溫濕處理之試片，疲勞壽命表現多半再次之；先低能量衝擊再經溫濕處理最後再經扭轉作用之試片疲勞壽命相對而言表現的最短。
- 三. 整體而言，在低應力等級時，由實驗結果發現，在所有十六項的疲勞試驗中，其中六項表現較差的試片，大部份都是先承受低能量衝擊，再繼續交互其他的作用，可見先承受衝擊對於材料疲勞的影響是最大的，故今後應盡量避免產生衝擊作用，才可提升複材之疲勞壽命。

第六章 未來展望

本論文依原先論文計劃之內容已全部完成，對於預扭、低能量衝擊與不同的溫溼度之交互作用，對擬均向性複合材料之疲勞性質之影響，亦作詳細的研究與探討。

由於本論文主要是針對複材受到拉伸-拉伸之疲勞性質研究，而在實際生活中複材受到壓縮作用的情況也不少，因此未來欲進一步從事此方面之研究計劃，即將複材受到低能量衝擊、扭轉及不同的溫濕度環境下之交互作用，甚至亦可增添熱循環做為考慮之一項因素，綜合這些變動因素之考量，對於複材之壓縮疲勞性質影響應該亦是一個很好的研究工作。

參考文獻

- [1] M. C. Yip, Y. L. Lee, " Axial fatigue behavior of the carbon/epoxy composites under impact and pretorsional effects," Third International Conference on Composites Engineering, New Orleans, 1996, pp. 111-119.
- [2] Y. Miyano, M. Nakada and M. K. McMurray, "Influence of Stress Ratio on Fatigue Behavior in The Transverse Direction of Unidirectional CFRPS," Journal of Composite Materials, Vol. 29, No. 14, 1995, pp. 1808-1822.
- [3] X. Huang, J. W. Gillespie Jr and R. F. Eduljee, "Effect of Temperature on The Transverse Cracking Behavior of Cross-Ply Composite Laminates," Composites Part B28B, 1997, pp. 419-424.
- [4] K. S. Kim, H. T. Hahn and R. B. Croman, "The Effect of Cooling Rate on Residual Stress in a Thermoplastic Composite," Journal of Composite Technology & Research, Vol. 11, No. 2, 1989, pp. 47-52.
- [5] A. Miyase, A. W. -L. Chen, P. H. Geil and S. S. Wang, "Anelastic Deformation of a Thermoplastic-Matrix Fiber Composite at Elevated Temperature; Part II: Time-Temperature Dependent Matrix Behavior," Journal of Composite Materials, Vol. 27, No. 9, 1993, pp. 886-907.
- [6] 黃肇義, "溼度對編織後粘彈性複材其熱殘留應力之影響," 成功大學工程科學研究所碩士論文, 1991.
- [7] M. Detasis, A. Pegoretti and C. Migliaresi, " Effect of Temperature and Strain Rate on Interfacial Shear Stress," Composites Science and Technology, Vol. 53, 1995, pp. 39-46.
- [8] T. F. Walsh and C. E. Bakis, "The Effect of High-Temperature

- Degradation on the Mode - I Critical Strain Energy Release Rate of a Graphite/Epoxy Composite," *Journal of Composites Technology and Research*, Vol. 17, No. 3, July 1995, pp. 228-234.
- [9] A. Paipetis and C. Galiotis, "A Study of the Stress Transfer Characteristics in Model Composites as a Function of Material Processing, Fiber Sizing and Temperature of the Environment," *Composites Science and Technology*, Vol. 57, 1997, pp. 827-838.
- [10] C. B. Lin, M. S. Yeh, T. H. Chuang and C. H. Koo, "Degradation Effects of Low Temperature and CO-60 Radiation on Carbon Fiber/Epoxy Composite," *Transactions of the Aeronautical and Astronautical Society of the Republic of China*, Vol. 29, No. 2, 1997, pp. 153-159.
- [11] 葉銘泉,鄒慶福, "預扭及溫度效應對擬均向性CFRP複合材料疲勞行為之影響,"*第二十二屆全國力學研討會論文集*, 台南, 1998, Vol. 3, pp. 13-20.
- [12] O. K. Joshi, "The Effect of Moisture on the Shear Properties of Carbon Fiber Composites," *Composites*, Vol. 14, No. 3, 1983, pp. 196-200.
- [13] 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.
- [14] 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.
- [15] S. M. Bishop "Effect of Moisture on the Notch Sensitivity of Carbon

- Fibre Composites," *Composites*, Vol. 14, No. 3, 1983, pp. 201-205.
- [16] 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.
 - [17] F. U. Buehler and J. C. Seferis, "Effect of reinforcement and Solvent content on moisture absorption in epoxy composite materials," *Composites, Part A*, Vol. 31, 2000, pp. 741-748.
 - [18] S. Birger, A. Moshonov and S. Kenig, "The Effects of Thermal and Hygrothermal Ageing on The Failure Mechanisms of Graphite Fabric Epoxy Composites Subjected to Flexural Loading," *Composite*, July, Vol. 20, No. 4, 1989, pp. 341-348.
 - [19] 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 - Static Loading," *Composites*, Vol. 21, No. 1, 1990, pp. 41-51.
 - [20] 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.
 - [21] A. Stamboulis, C. A. Baillie and T. Peijs, "Effects of environmental conditions on mechanical and physical properties of flax fibers," *Composites, Part B*, Vol. 32, 2001, pp. 1105-1115.
 - [22] C. E. Browning, C. E. Husman and J. M. Whitney, "Moisture Effects in Epoxy Matrix Composites," AFML-TR-77-41, 1987.
 - [23] R. T. Potter and D. Purslow, "The Environmental Degradation of Notched CFRP in Compression," *Composites*, Vol. 14, No. 3, 1983, pp.

206-225.

- [24] A. J. Barker and V. Balasundaram, "Compression Testing of Carbon Fibre Reinforced Plastics Exposed to Humid Environments," *Composites*, Vol. 18, No. 3, 1987, pp. 217-226.
- [25] E. M. Woo, "Moisture Temperature Equivalency in Creep Analysis of a Heterogeneous-Matrix Carbon Fibre/Epoxy Composite," *Composite*, 1993.
- [26] R. Selzer and K. Friedrich, "Mechanical Properties and Failure Behaviour of Carbon Fibre Reinforced Polymer Composites Under the Influence of Moisture," *Composite, Part A* 28A, 1997, pp. 595-604.
- [27] C. Soutis and D. Turkmen, "Moisture and Temperature Effects of the Compressive Failure of CFRP Unidirectional Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 31, No. 8, 1997, pp. 832-849.
- [28] 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.
- [29] M. C. Yip and H. M. Chi, "Axial Fatigue Behavior of The $[0/+45/-45/90]_{2s}$ Carbon/Epoxy Composites under Pretorsional Fatigue Loading," *Proceeding of International Conference on Advanced Materials*, Beijing, China, 1996.
- [30] S. M. Lee, "An Edge Crack Torsion Method for Mode Delamination Fracture Testing," *Journal of Composites Technology & Research, JCTRER*, Vol. 15, No. 3, 1993, pp. 193-201.
- [31] S. Amijima, T. Fujii and M. Hamaguchi, "Static and Fatigue Tests of a Woven Glass Fabric Composite under Biaxial Tension-Torsion Loading,"

- Composite, Vol. 22, 1991, pp. 281-289.
- [32] B. P. Jang, W. Kowbel and B. Z. Jang, "Impact Behavior and Impact-Fatigue Testing of Polymer Composites", Composite Science and Technology, Vol. 44, pp. 107-118, 1992.
 - [33] H. Wang and V. K. Toan, "Impact-Induced Delamination in [0₅/90₅/0₅] Carbon Fiber/PEEK Composite Laminates", Polymer Engineering and Science, Vol. 31, No. 18, 1991.
 - [34] W. G. Patterson and M. Taya, "Impact and fatigue of Graphite/ Epoxy Laminates", Mechanics of Composite Materials, Vol. 58, 1983, pp. 149-156.
 - [35] G. Caprino and P. le Techio, "Residual Strength Prediction of Impacted CFRP Laminates," Journal of Composite Materials, Vol. 18, 1984, pp. 508-518.
 - [36] G. Caprino and R. Teti, "Residual Strength Evaluation of Impacted GFRP Laminates with Acoustic Emission Monitoring", Composite Science and Technology, Vol. 53, 1995, pp. 13-19.
 - [37] L. H. Strait, M. L. Karasek and M. F. Amateau, "Effects of Stacking Sequence on the Impact Resistance of Carbon Fiber Reinforced Thermoplastic Toughened Epoxy Laminates", Journal of Composite Materials, Vol. 26, No. 12, 1992, pp. 1725-1740.
 - [38] S. R. Finn, Ye-Fei He and George S. Springer, "Delaminations in Composite Plates Under Transverse Impact Loads--Experimental Results," Composite Structure, 1993.
 - [39] L. Shikhmanter, B. Cina and I. Eldror, "Fractography of CFRP Composites Damaged by Impact and Subsequently Loaded Staticly to

- Failure," *Composites*, Vol. 26, No. 2, 1995, pp. 154-160.
- [40] K. L. Ainsworth and K. E. Evans, "Transverse Impact of Filament-Wound Pipes," *Composite Structures*, 1989, pp. 333-345.
 - [41] M. S. Found, I. C. Howard and A. P. Paran., "Impact Behaviour of Stiffened CFRP Sections, " *Composite Structures*, Vol. 39, No.3-4, 1997, pp. 229-235.
 - [42] 葉銘泉,洪尊鵬, "衝擊及濕度效應對擬均向性CFRP複合材料疲勞行為之影響," 第十五屆全國機械工程研討會論文集,台南, 1998. pp. 469-476.
 - [43] M. S. Found, I. C. Howard and A. P. Paran, "Impact perforation of thin stiffened CFRP panels," *Composite Structures*, Vol. 48, 2000, pp. 95-98.
 - [44] W. J. Cantwell and I Morton, "The Impact Resistance of Composite Materials- a Review," *Composites*, Vol. 22, No. 5, 1991, pp. 347-362.
 - [45] G. Caprino, I. C. Visconti and A. D. Ilio, "Composite Materials Response under Low Velocity Impact", *Composite Structures*, Vol. 2, 1984, pp. 261-271.
 - [46] J. Morton and E. W. Godwin, "Impact Response of Tough Carbon Fibre Composites," *Composite Structures*, Vol. 13, 1989, pp. 1-19.
 - [47] W. J. Cantwell and J. Morton, "Geometrical Effects in the Low Velocity Impact Response of CFRP", *Composite Structures*, Vol. 12, 1989, pp. 39-59.
 - [48] S. A. Hitchen and R. M. J. Kemp, "The Effect of Stacking Sequence on Impact Damage in a Carbon Fibre/Epoxy Composite," *Composites*, Vol. 26, No. 3, 1995, pp. 207-214.
 - [49] 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 I - Impact Energy Absorption," Journal of Composite Technology & Research, Vol. 17, No. 1, 1995 pp. 3-10.
- [50] 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 II-Impact Damage", Journal of Composites Technology & Research, JCTRER, Vol. 17, No. 1, 1995, pp. 11-16.
- [51] W. J. Cantwell and J. Morton, "The Influence of Varying Projectile Mass on the Impact response of CFRP", Composite Structures, Vol. 13, 1989, pp. 101-114.
- [52] M. M. Stevanovic, T. B. Stecenko, M. C. Kostic and D. B. Briski-Gudic, "Effect of Impactor Shape on Residual Tensile Strength and Tensile Failure of Carbon/Epoxy Laminates, " Journal of Composite Materials, No. 14, 1989, pp. 323-331.
- [53] J. M. Kenny and M. Marchetti, "Elasto-Plastic Behavior of Thermoplastic Composite Laminates under Cyclic Loading," Composite Structures, Vol. 32, 1995, pp. 375-382.
- [54] N. H. Tai, M. C. Yip, and J. L. Lin, "Effect of Low Energy Impact on Fatigue Behavior of the Carbon/Epoxy Composites," Composite Science and Technology, Vol. 58, 1998, pp. 1-8.
- [55] Ramesh Talreja, "Fatigue of Composite Materials", Technomic Publishing Company, Inc., Lancaster, Pennsylvania, 1987, pp. 3-70.
- [56] D. R. Atodaria, S. K. Putatunda and P. K. Mallick, "A Fatigue Crack Growth Model for Random Fiber Composites, " Journal of Composite Materials, Vol. 31, No. 18, 1997.
- [57] 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.
- [58] 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.
 - [59] 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.
 - [60] 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.
 - [61] 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.
 - [62] B. D. Agarwal and L. J. Broutman, "Analysis and Performance of Fiber Composites", 2nd ed., John Wiley & Sons, Inc. Singapore, 1990, pp. 287-314.
 - [63] T. P. Philippidis and A. P. Vassilopoulos, "Fatigue of composite laminates under off-axis loading," *International Journal of Fatigue*, Vol. 21, 1999, pp. 253-262.
 - [64] A. Rotem, "Fatigue and Residual Strength of Composite Laminates," *Journal of Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 25, 1986, pp. 819-827.
 - [65] A. Poursartip, M. F. Ashby, and P. W. R. Beaumont, "The Fatigue

- Damage Mechanics of a Carbon Fibre Composite Laminate: I- Development of the Model," Composite Science and Technology, Vol. 25, 1986, pp. 193-218.
- [66] E. Petitpas, M. Renault and D. Valentin, "Fatigue Damage Mechanisms in (0,90)_s Composite Laminate," Journal of Materials Science Letters, Vol. 8, 1989, pp. 1029-1031.
- [67] B. Liu and L. B. Lessard, "Fatigue and Damage Tolerance Analysis of Composite Laminates: Stiffness Loss, Damage-Modeling, and Life Prediction", Composite Science and Technology, Vol. 51, 1994, pp. 43-51.
- [68] A. El Mahi, J. -M. Berthelot and J. Brillaud, "Stiffness Reduction and Energy Release Rate of Cross-Ply Laminates During Fatigue Tests," Composite Structures, Vol. 30, 1995, pp. 123-130.
- [69] A. Rotem, "Stiffness Change of a Graphite Epoxy Laminate Under Reverse Fatigue Loading," Journal of Composites Technology & Research, Vol. 11, No. 2, 1989, pp. 59-64.
- [70] 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.
- [71] G. Clark and D. S. Saunders, "Morphology of Impact Damage Growth by Fatigue in Carbon Fibre Composite Laminates," Materials Forum, 1991, Vol. 15, pp. 333-342.
- [72] W. Cantwell, P. Curtis and J. Morton., "Post- Impact Fatigue Performance of Carbon Fibre Laminates with Non-Woven and

- Mixed-Woven Layers," *Composites*, Vol. 14, No. 3, 1983, pp. 301-305.
- [73] R. L. Ramkumar, " Effect of Low-Velocity Impact Damage on the Fatigue Behavior of Graphite/Epoxy Laminates," *Long-Term Behavior of Composites*, ASTM STP 813, 1983, pp. 116-135.
- [74] V. S. Avva, J. R. Vala and M. Ieyaseelan., " Effect of Impact and Fatigue Loads on the Strength of Graphite/Epoxy Composites," *Composite Materials: Testing and Design*, ASTM STP 893, 1986, pp. 196-206.
- [75] 吳冠毅, "碳纖維強化高分子複合材料積層板經衝擊後疲勞性質的研究," *清華大學化學工程研究所碩士論文*, 1995.
- [76] 葉銘泉, 孫志宏, "碳纖維/聚二醚酮複合材料之雙軸向疲勞特性及其受衝擊和預扭對疲勞性質影響之探討," *第十四屆全國機械工程研討會論文集*, 中壢, 1997. pp. 531-538.
- [77] L. J. Lee, J. N. Yang and D. Y. Sheu, "Prediction of Fatigue Life for Matrix-Dominated Composite Laminates," *Composites Science and Technology*, Vol. 46, 1993, pp. 21-28.
- [78] D. D. Symons, "Fatigue Testing of Impact-Damage T300/914 Carbon-Fiber-Reinforced Plastic," *Composite Science and Technology*, Vol. 60, 2000, pp. 379-389.
- [79] W. X. Yao and N. Himmel, "A New Cumulative Fatigue Damage Model for Fibre-Reinforced Plastics," *Composites Science and Technology*, Vol. 60, 2000, pp. 59-64.
- [80] C. Scaponi and G. Briotti, "Ultrasonic technique for the evaluation of delaminations on CFRP, GFRP, KFRP composite materials," *Composites, Part B*, Vol. 31, 2000, pp. 237-243.

- [81] F. Aymerich and S. Meili, "Ultrasonic evaluation of matrix damage in impacted composite laminates," *Composites Part B: engineering*, Vol. 31, 2000, pp. 1-6.
- [82] R. K. Luo, E. R. Green and C. J. Morrison, "An approach to evaluate the impact damage initiation and propagation in composite plates," *Composites Part B: engineering*, Vol. 32, 2001, pp. 513-520.
- [83] J. P. Hou, C. Ruiz and A. Trojanowski, "Torsion tests of thermosetting resins at impact strain rate and under quasi-static loading," *Materials Science and Engineering*, A283, 2000, pp. 181-188.
- [84] G. Kotsikos, J. T. Evans, A. G. Gibson and J. M. Hale, "Environmentally enhanced fatigue damage in glass fibre reinforced composites characterized by acoustic emission," *Composites Part A*, Vol. 31, 2000, pp. 969-977.
- [85] G. Sala, "Composite degradation due to fluid absorption," *Composites, Part B*, Vol. 31, 2000, pp. 357-373.
- [86] W. Hwang and K. S. Han, "Fatigue of Composites Fatigue Modulus Concept and Lift Prediction," *Journal of Composite Materials*, Vol. 20, 1986, pp. 154-165.

表附錄

表4-1 實驗程序及簡寫對照表

簡寫代號	實 驗 程 序
xxxx	左邊2位數字代表溫度,右邊2位數字代表相對溼度
S	原始試片於室溫下之靜態拉伸強度
TS	試片於室溫下預扭後之靜態拉伸強度(釋放扭轉角)
TUS	試片於室溫下預扭後之靜態拉伸強度(未釋放扭轉角)
IS	試片於室溫下低能量衝擊後之靜態拉伸強度
TIS	試片先預扭再低能量衝擊後之靜態拉伸強度
ITS	試片先低能量衝擊再扭轉後之靜態拉伸強度(釋放扭轉角)
ITUS	試片先低能量衝擊再扭轉後之靜態拉伸強度(未釋放扭轉角)
xxxXS	試片經溫溼度作用後之靜態拉伸強度
xxxXTS	試片先經溫溼度作用再扭轉後之靜態拉伸強度(釋放扭轉角)
xxxXTUS	試片先經溫溼度作用再扭轉後之靜態拉伸強度(未釋放扭轉角)
F	原始試片於室溫下之疲勞試驗
TF	試片於室溫下預扭後之疲勞試驗(釋放扭轉角)
TUF	試片於室溫下預扭後之疲勞試驗(未釋放扭轉角)
IF	試片於室溫下低能量衝擊後之疲勞試驗
TIF	試片先預扭再低能量衝擊後之疲勞試驗
ITF	試片先低能量衝擊再扭轉後之疲勞試驗(釋放扭轉角)
ITUF	試片先低能量衝擊再扭轉後之疲勞試驗(未釋放扭轉角)
xxxXF	試片經溫溼度作用後之疲勞試驗
TxxxXF	試片先預扭再經溫溼度作用後之疲勞試驗(未釋放扭轉角)
xxxXTF	試片先經溫溼度作用再扭轉後之疲勞試驗(未釋放扭轉角)
IxxxXF	試片先低能量衝擊再經溫溼度作用後之疲勞試驗
xxxXIF	試片先經溫溼度作用再低能量衝擊後之疲勞試驗
TIxxxXF	試片先預扭及低能量衝擊再經溫溼度作用後之疲勞試驗
ITxxxXF	試片先經低能量衝擊及扭轉再經溫溼度作用後之疲勞試驗(未釋放扭轉角)
TxxxXF	試片先預扭及溫溼度作用再經低能量衝擊後之疲勞試驗
IxxxXTF	試片先經低能量衝擊及溫溼度作用再經扭轉後之疲勞試驗(未釋放扭轉角)

表4-2 試片置於室溫環境下的靜態拉伸強度及勁度

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
S1	757.2	41.14
S2	778.7	41.49
S3	748.4	42.87
S4	738.9	46.22
S5	740.4	44.63
S6	735.3	43.12
S7	764.9	42.54
平均值	751.9	43.14
標準偏差值	15.9	1.77

表4-3 試片置於室溫環境下的扭轉試驗結果

試片編號	脫層強度(N-m)	脫層角度(degree)
T1	7.782	45.85
T2	7.505	44.41
T3	7.668	43.19
T4	7.375	44.64
平均值	7.583	44.52
標準偏差值	0.179	0.78

表4-4 室溫環境下試片貫穿衝擊試驗之結果

試片編號	初始能量 U_i (Joule)	總能量 U_t (Joule)	最大負荷 F_{max} (N)
I1	13.23	57.63	9855.2
I2	13.73	59.09	10142.5
I3	12.95	55.41	9663.1
I4	12.29	53.19	9290.1
平均值	13.05	56.33	9737.7
標準偏差值	0.60	2.58	357.5

表4-5 試片置於室溫環境下以0.3 γ 預扭後之殘餘強度
(釋放扭轉角)

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
TS1	733.41	37.34
TS2	757.92	38.88
TS3	740.40	39.06
平均值	743.91 (98.94% UTS)	38.43
標準偏差值	12.63	0.77

表4-6 試片置於室溫環境下以0.3 γ 預扭後之殘餘強度
(未釋放扭轉角)

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
TUS1	753.85	40.19
TUS2	761.69	39.88
TUS3	740.40	37.16
平均值	751.98 (100.01% UTS)	39.08
標準偏差值	10.77	1.36

表4-7 試片置於25°C, 60%RH三天後的靜態拉伸強度及勁度

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
2560S1	709.87	44.38
2560S2	716.69	44.84
2560S3	732.40	42.75
平均值	719.65 (95.71% UTS)	43.99
標準偏差值	11.55	1.098

表4-8 試片置於25°C, 90%RH三天後的靜態拉伸強度及勁度溫度

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
2590S1	739.56	39.52
2590S2	722.25	40.37
2590S3	708.68	40.27
平均值	723.50 (96.23% UTS)	40.05
標準偏差值	15.47	0.465

表4-9 試片置於60°C, 60%RH三天後的靜態拉伸強度及勁度溫度

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
6060S1	679.01	40.03
6060S2	655.28	39.21
6060S3	684.22	39.72
平均值	672.84 (89.49% UTS)	39.65
標準偏差值	15.43	0.41

表4-10 試片置於60°C, 90%RH三天後的靜態拉伸強度及勁度溫度

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
6090S1	698.54	39.94
6090S2	711.32	44.88
6090S3	728.57	40.06
平均值	712.81 (94.81% UTS)	41.63
標準偏差值	15.07	2.82

表 4-11 試片置於 25°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的
殘餘強度及勁度 (釋放扭轉角)

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
2560TS1	687.77	38.56
2560TS2	698.49	37.81
2560TS3	665.90	37.61
平均值	684.05 (90.99% UTS)	37.99
標準偏差值	13.56	0.41

表 4-12 試片置於 25°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的
殘餘強度及勁度 (釋放扭轉角)

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
2590TS1	727.66	39.62
2590TS2	712.14	39.10
2590TS3	694.05	41.63
平均值	711.28 (94.61% UTS)	40.12
標準偏差值	13.73	1.34

表 4-13 試片置於 60°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的
殘餘強度及勁度 (釋放扭轉角)

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
6060TS1	668.22	41.50
6060TS2	643.69	39.05
6060TS3	643.74	39.19
平均值	651.88 (86.71% UTS)	39.91
標準偏差值	14.15	1.37

表 4-14 試片置於 60°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的
殘餘強度及勁度 (釋放扭轉角)

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
6090TS1	705.01	38.73
6090TS2	716.92	38.03
6090TS3	684.96	38.12
平均值	702.30 (93.37% UTS)	38.29
標準偏差值	13.19	0.31

表 4-15 試片置於 25°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的
殘餘強度及勁度 (未釋放扭轉角)

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
2560TUS1	711.87	38.12
2560TUS2	662.15	41.49
2560TUS3	690.45	41.31
平均值	688.16 (91.53% UTS)	40.31
標準偏差值	24.94	1.89

表 4-16 試片置於 25°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的
殘餘強度及勁度 (未釋放扭轉角)

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
2590TUS1	691.81	38.50
2590TUS2	687.02	39.95
2590TUS3	656.93	40.91
平均值	678.59 (92.17% UTS)	39.78
標準偏差值	18.91	1.21

表 4-17 試片置於 60°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的
殘餘強度及勁度 (未釋放扭轉角)

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
6060TUS1	640.49	39.16
6060TUS2	619.02	39.86
6060TUS3	632.83	38.99
平均值	630.78 (83.90% UTS)	39.34
標準偏差值	10.88	0.461

表 4-18 試片置於 60°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的
殘餘強度及勁度 (未釋放扭轉角)

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
6090TUS1	718.48	43.64
6090TUS2	674.65	38.86
6090TUS3	635.13	39.36
平均值	676.08 (89.98% UTS)	40.62
標準偏差值	24.05	2.62

表4-19 試片經0.3U_i低能量衝擊作用後的殘餘強度及勁度

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
0.3IS1	711.4	38.83
0.3IS2	678.5	40.25
0.3IS3	701.7	41.61
平均值	697.2 (92.73% UTS)	40.23
標準偏差值	16.9	1.14

表4-20 試片經 $0.3\theta_u$ 扭轉再受 $0.3U_i$ 低能量衝擊作用後的殘餘強度及勁度

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
TIS1	721.4	36.33
TIS2	741.5	40.85
TIS3	749.0	38.81
平均值	737.3 (98.07% UTS)	38.66
標準偏差值	11.65	1.85

表4-21 試片經 $0.3U_i$ 低能量衝擊再受 $0.3\theta_u$ 扭轉作用後的殘餘強度及勁度
(釋放扭轉角)

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
ITS1	718.7	36.13
ITS2	667.3	39.35
ITS3	687.6	39.41
平均值	691.2 (91.94% UTS)	38.30
標準偏差值	21.1	1.53

表4-22 試片經 $0.3U_i$ 低能量衝擊再受 $0.3\theta_u$ 扭轉作用後的殘餘強度及勁度
(未釋放扭轉角)

試片編號	拉伸強度(MPa)	勁度(GPa)
ITUS1	701.4	36.74
JITUS2	688.5	39.21
ITUS3	728.4	36.72
平均值	706.1 (93.92% UTS)	37.56
標準偏差值	16.6	1.17

表 4-23 原始試片之拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
F85-1	639.1 (85%)	356	267
F85-2		213	
F85-3		232	
F80-1	601.4 (80%)	2980	3865
F80-2		3831	
F80-3		4785	
F75-1	563.9 (75%)	8406	13673
F75-2		19787	
F75-3		12827	
F70-1	526.3 (70%)	78279	101255
F70-2		97635	
F70-3		127852	
F65-1	488.7 (65%)	259116	260377
F65-2		285832	
F65-3		236179	

表4-24 原始試片預扭後之拉伸疲勞壽命 (釋放扭轉角)

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
TF80-1	601.4 (80%)	167	385
TF80-2		371	
TF80-3		618	
TF75-1	563.9 (75%)	1030	2815
TF75-2		1568	
TF75-3		5846	
TF70-1	526.3 (70%)	12378	7812
TF70-2		6537	
TF70-3		4520	
TF65-1	488.7 (65%)	164811	96414
TF65-2		48489	
TF65-3		75942	

表4-25 原始試片預扭後之拉伸疲勞壽命(未釋放扭轉角)

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
TUF80-1	601.4 (80%)	783	1740
TUF80-2		786	
TUF80-3		3651	
TUF75-1	563.9 (75%)	2211	4746
TUF75-2		3180	
TUF75-3		8846	
TUF70-1	526.3 (70%)	7944	22211
TUF70-2		37994	
TUF70-3		20695	
TUF65-1	488.7 (65%)	17533	27357
TUF65-2		24564	
TUF65-3		39975	

表 4-26 原始試片經低能量衝擊後之拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
IF80-1	601.4 (80%)	327	542
IF80-2		480	
IF80-3		818	
IF75-1	563.9 (75%)	3823	6833
IF75-2		2862	
IF75-3		13815	
IF70-1	526.3 (70%)	3945	6684
IF70-2		4774	
IF70-3		11332	
IF65-1	488.7 (65%)	121389	62457
IF65-2		26492	
IF65-3		39520	

表4-27 試片經低能量衝擊再扭轉作用後之拉伸疲勞壽命
(釋放扭轉角)

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
ITF80-1	601.4 (80%)	487	504
ITF80-2		492	
ITF80-3		533	
ITF75-1	563.9 (75%)	1185	1850
ITF75-2		1629	
ITF75-3		2737	
ITF70-1	526.3 (70%)	8548	11030
ITF70-2		4111	
ITF70-3		20431	
ITF65-1	488.7 (65%)	53097	76361
ITF65-2		44374	
ITF65-3		131611	

表4-28 試片經低能量衝擊再扭轉作用後之拉伸疲勞壽命
(未釋放扭轉角)

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
ITUF80-1	601.4 (80%)	318	517
ITUF80-2		417	
ITUF80-3		816	
ITUF75-1	563.9 (75%)	3592	3595
ITUF75-2		4686	
ITUF75-3		2508	
ITUF70-1	526.3 (70%)	9763	9500
ITUF70-2		13033	
ITUF70-3		5705	
ITUF65-1	488.7 (65%)	86915	62237
ITUF65-2		39867	
ITUF65-3		59930	

表4-29 試片經預扭再低能量衝擊作用後之拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
TIF80-1	601.4 (80%)	467	2810
TIF80-2		2279	
TIF80-3		5683	
TIF75-1	563.9 (75%)	1917	4296
TIF75-2		2271	
TIF75-3		8700	
TIF70-1	526.3 (70%)	12293	22805
TIF70-2		14677	
TIF70-3		41445	
TIF65-1	488.7 (65%)	46966	155305
TIF65-2		118948	
TIF65-3		300000	

表4-30 試片置於25°C, 60% RH三天後的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
2560F80-1	601.4 (80%)	605	744
2560F80-2		742	
2560F80-3		885	
2560F75-1	563.9 (75%)	4052	6113
2560F75-2		2556	
2560F75-3		11731	
2560F70-1	526.3 (70%)	48045	85477
2560F70-2		61299	
2560F70-3		147088	
2560F65-1	488.7 (65%)	147267	177158
2560F65-2		84207	
2560F65-3		300000	

表4-31 試片置於25°C, 90%RH三天後的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
2590F80-1	601.4 (80%)	708	816
2590F80-2		589	
2590F80-3		1151	
2590F75-1	563.9 (75%)	2119	4042
2590F75-2		4581	
2590F75-3		5425	
2590F70-1	526.3 (70%)	36321	32303
2590F70-2		38410	
2590F70-3		22178	
2590F65-1	488.7 (65%)	91314	103455
2590F65-2		163260	
2590F65-3		55792	

表4-32 試片置於60°C, 60%RH三天後的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力 (MPa)	破壞週次數	平均壽命
6060F80-1	601.4 (80%)	960	1147
6060F80-2		1465	
6060F80-3		1015	
6060F75-1	563.9 (75%)	5349	5260
6060F75-2		6127	
6060F75-3		4304	
6060F70-1	526.3 (70%)	10552	44293
6060F70-2		49574	
6060F70-3		72752	
6060F65-1	488.7 (65%)	75942	161717
6060F65-2		109208	
6060F65-3		300000	

表4-33 試片置於60°C, 90%RH三天後的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
6090F80-1	601.4 (80%)	225	428
6090F80-2		354	
6090F80-3		706	
6090F75-1	563.9 (75%)	3741	5353
6090F75-2		5129	
6090F75-3		7188	
6090F70-1	526.3 (70%)	30209	35213
6090F70-2		55076	
6090F70-3		20409	
6090F65-1	488.7 (65%)	169745	139520
6090F65-2		157825	
6090F65-3		90990	

表 4-34 試片置於 25°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的拉伸疲勞壽命
(未釋放扭轉角)

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
2560TF80-1	601.4 (80%)	412	574
2560TF80-2		429	
2560TF80-3		880	
2560TF75-1	563.9 (75%)	3941	2966
2560TF75-2		3502	
2560TF75-3		1456	
2560TF70-1	526.3 (70%)	3254	3801
2560TF70-2		3952	
2560TF70-3		4197	
2560TF65-1	488.7 (65%)	70415	138522
2560TF65-2		300000	
2560TF65-3		45151	

表 4-35 試片置於 25°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的拉伸疲勞壽命
(未釋放扭轉角)

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
2590TF80-1	601.4 (80%)	162	331
2590TF80-2		360	
2590TF80-3		471	
2590TF75-1	563.9 (75%)	543	1464
2590TF75-2		746	
2590TF75-3		3102	
2590TF70-1	526.3 (70%)	5187	12756
2590TF70-2		5923	
2590TF70-3		27158	
2590TF65-1	488.7 (65%)	44354	138247
2590TF65-2		300000	
2590TF65-3		70387	

表 4-36 試片置於 60°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的拉伸疲勞壽命
(未釋放扭轉角)

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
6060TF80-1	601.4 (80%)	205	590
6060TF80-2		614	
6060TF80-3		952	
6060TF75-1	563.9 (75%)	1054	1781
6060TF75-2		1163	
6060TF75-3		3126	
6060TF70-1	526.3 (70%)	1266	8350
6060TF70-2		10354	
6060TF70-3		13429	
6060TF65-1	488.7 (65%)	21410	113238
6060TF65-2		199254	
6060TF65-3		119051	

表 4-37 試片置於 60°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的拉伸疲勞壽命
(未釋放扭轉角)

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
6090TF80-1	601.4 (80%)	412	366
6090TF80-2		324	
6090TF80-3		361	
6090TF75-1	563.9 (75%)	603	1323
6090TF75-2		1125	
6090TF75-3		2241	
6090TF70-1	526.3 (70%)	7063	11221
6090TF70-2		7324	
6090TF70-3		19277	
6090TF65-1	488.7 (65%)	39461	71172
6090TF65-2		83062	
6090TF65-3		90994	

表4-38 試片經預扭作用再置於25°C, 60%RH三天後的拉伸疲勞壽命
(未釋放扭轉角)

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
T2560F80-1	601.4 (80%)	610	1025
T2560F80-2		833	
T2560F80-3		1634	
T2560F75-1	563.9 (75%)	1692	2440
T2560F75-2		3865	
T2560F75-3		1763	
T2560F70-1	526.3 (70%)	22541	29624
T2560F70-2		29863	
T2560F70-3		36468	
T2560F65-1	488.7 (65%)	53260	129017
T2560F65-2		91426	
T2560F65-3		242364	

表4-39 試片經預扭作用再置於25°C, 90%RH三天後的拉伸疲勞壽命
(未釋放扭轉角)

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
T2590F80-1	601.4 (80%)	188	442
T2590F80-2		526	
T2590F80-3		611	
T2590F75-1	563.9 (75%)	2783	2808
T2590F75-2		2861	
T2590F75-3		2781	
T2590F70-1	526.3 (70%)	17032	15868
T2590F70-2		19625	
T2590F70-3		10948	
T2590F65-1	488.7 (65%)	300000	267449
T2590F65-2		237415	
T2590F65-3		264932	

表4-40 試片經預扭作用再置於60°C, 60%RH三天後的拉伸疲勞壽命
(未釋放扭力轉角)

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
T6060F80-1	601.4 (80%)	247	298
T6060F80-2		276	
T6060F80-3		372	
T6060F75-1	563.9 (75%)	923	1011
T6060F75-2		1195	
T6060F75-3		915	
T6060F70-1	526.3 (70%)	21321	12764
T6060F70-2		10424	
T6060F70-3		6547	
T6060F65-1	488.7 (65%)	31666	140427
T6060F65-2		222323	
T6060F65-3		167291	

表4-41 試片經預扭作用再置於60°C, 90%RH三天後的拉伸疲勞壽命
(未釋放扭轉角)

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
T6090F80-1	601.4 (80%)	411	477
T6090F80-2		769	
T6090F80-3		251	
T6090F75-1	563.9 (75%)	599	792
T6090F75-2		784	
T6090F75-3		992	
T6090F70-1	526.3 (70%)	732	2306
T6090F70-2		2325	
T6090F70-3		3860	
T6090F65-1	488.7 (65%)	20260	74126
T6090F65-2		37666	
T6090F65-3		164451	

表 4-42 試片置於 25°C, 60%RH 三天後再經低能量衝擊的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
2560IF80-1	601.4 (80%)	631	1512
2560IF80-2		956	
2560IF80-3		1362	
2560IF75-1	563.9 (75%)	2535	3783
2560IF75-2		3658	
2560IF75-3		5156	
2560IF70-1	526.3 (70%)	17571	31424
2560IF70-2		23596	
2560IF70-3		53105	
2560IF65-1	488.7 (65%)	143561	173564
2560IF65-2		175645	
2560IF65-3		201486	

表 4-43 試片置於 25°C, 90%RH 三天後再經低能量衝擊的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
2590IF80-1	601.4 (80%)	426	712
2590IF80-2		690	
2590IF80-3		1021	
2590IF75-1	563.9 (75%)	1256	1973
2590IF75-2		1586	
2590IF75-3		3076	
2590IF70-1	526.3 (70%)	11490	23295
2590IF70-2		24877	
2590IF70-3		33517	
2590IF65-1	488.7 (65%)	133050	155110
2590IF65-2		152732	
2590IF65-3		179549	

表 4-44 試片置於 60°C, 60%RH 三天後再經低能量衝擊的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
6060IF80-1	601.4 (80%)	775	878
6060IF80-2		845	
6060IF80-3		1013	
6060IF75-1	563.9 (75%)	3498	4602
6060IF75-2		4102	
6060IF75-3		6205	
6060IF70-1	526.3 (70%)	8817	19700
6060IF70-2		10066	
6060IF70-3		40217	
6060IF65-1	488.7 (65%)	109006	127930
6060IF65-2		128953	
6060IF65-3		146830	

表 4-45 試片置於 60°C, 90%RH 三天後再經低能量衝擊的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
6090IF80-1	601.4 (80%)	435	351
6090IF80-2		351	
6090IF80-3		267	
6090IF75-1	563.9 (75%)	1299	1729
6090IF75-2		1481	
6090IF75-3		2407	
6090IF70-1	526.3 (70%)	18377	21148
6090IF70-2		30621	
6090IF70-3		14446	
6090IF65-1	488.7 (65%)	103924	105817
6090IF65-2		132365	
6090IF65-3		81161	

表4-46 試片經低能量衝擊再置於25°C, 60%RH三天後的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
I2560F80-1	601.4 (80%)	1087	1259
I2560F80-2		2133	
I2560F80-3		557	
I2560F75-1	563.9 (75%)	3359	1978
I2560F75-2		2405	
I2560F75-3		3169	
I2560F70-1	526.3 (70%)	37308	32762
I2560F70-2		47395	
I2560F70-3		13583	
I2560F65-1	488.7 (65%)	141134	153197
I2560F65-2		78258	
I2560F65-3		240200	

表4-47 試片經低能量衝擊再置於25°C, 90%RH三天後的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
I2590F80-1	601.4 (80%)	459	597
I2590F80-2		660	
I2590F80-3		673	
I2590F75-1	563.9 (75%)	1668	2021
I2590F75-2		2346	
I2590F75-3		2049	
I2590F70-1	526.3 (70%)	30860	28375
I2590F70-2		15875	
I2590F70-3		38391	
I2590F65-1	488.7 (65%)	269855	203056
I2590F65-2		257907	
I2590F65-3		81407	

表4-48 試片經低能量衝擊再置於60°C, 60%RH三天後的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
I6060F80-1	601.4 (80%)	491	447
I6060F80-2		306	
I6060F80-3		544	
I6060F75-1	563.9 (75%)	1244	2036
I6060F75-2		2457	
I6060F75-3		2407	
I6060F70-1	526.3 (70%)	5102	15888
I6060F70-2		17214	
I6060F70-3		25348	
I6060F65-1	488.7 (65%)	56639	94440
I6060F65-2		74094	
I6060F65-3		152586	

表4-49 試片經低能量衝擊再置於60°C, 90%RH三天後的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
I6090F80-1	601.4 (80%)	498	467
I6090F80-2		321	
I6090F80-3		581	
I6090F75-1	563.9 (75%)	1462	1053
I6090F75-2		1954	
I6090F75-3		1201	
I6090F70-1	526.3 (70%)	4354	7674
I6090F70-2		12518	
I6090F70-3		6149	
I6090F65-1	488.7 (65%)	31937	46326
I6090F65-2		42249	
I6090F65-3		102791	

表4-50 試片經預扭作用再置於25°C, 60%RH三天後再經低能量衝擊的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
T2560IF80-1	601.4 (80%)	607	849
T2560IF80-2		792	
T2560IF80-3		1149	
T2560IF75-1	563.9 (75%)	5301	4907
T2560IF75-2		5252	
T2560IF75-3		4167	
T2560IF70-1	526.3 (70%)	16699	32220
T2560IF70-2		41762	
T2560IF70-3		38199	
T2560IF65-1	488.7 (65%)	181173	128718
T2560IF65-2		90503	
T2560IF65-3		114477	

表 4-51 試片經預扭作用再置於 25°C, 90%RH 三天後再經低能量衝擊的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
T2590IF80-1	601.4 (80%)	593	635
T2590IF80-2		441	
T2590IF80-3		872	
T2590IF75-1	563.9 (75%)	1984	3036
T2590IF75-2		2892	
T2590IF75-3		4233	
T2590IF70-1	526.3 (70%)	21203	22413
T2590IF70-2		17323	
T2590IF70-3		28714	
T2590IF65-1	488.7 (65%)	125069	77761
T2590IF65-2		41584	
T2590IF65-3		66631	

表 4-52 試片經預扭作用再置於 60°C, 60%RH 三天後再經低能量衝擊的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
T6060IF80-1	601.4 (80%)	571	569
T6060IF80-2		806	
T6060IF80-3		331	
T6060IF75-1	563.9 (75%)	3967	3097
T6060IF75-2		2781	
T6060IF75-3		2542	
T6060IF70-1	526.3 (70%)	17781	23991
T6060IF70-2		24204	
T6060IF70-3		29987	
T6060IF65-1	488.7 (65%)	54607	81896
T6060IF65-2		60866	
T6060IF65-3		130214	

表 4-53 試片經預扭作用再置於 60°C, 90%RH 三天後再經低能量衝擊的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
T6090IF80-1	601.4 (80%)	502	592
T6090IF80-2		824	
T6090IF80-3		450	
T6090IF75-1	563.9 (75%)	3635	3995
T6090IF75-2		5769	
T6090IF75-3		2580	
T6090IF70-1	526.3 (70%)	47999	38041
T6090IF70-2		29135	
T6090IF70-3		36989	
T6090IF65-1	488.7 (65%)	76491	77356
T6090IF65-2		52560	
T6069IF65-3		103256	

表 4-54 試片經低能量衝擊再置於 25°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
I2560TF80-1	601.4 (80%)	298	425
I2560TF80-2		432	
I2560TF80-3		544	
I2560TF75-1	563.9 (75%)	1456	3023
I2560TF75-2		3008	
I2560TF75-3		4605	
I2560TF70-1	526.3 (70%)	38124	27342
I2560TF70-2		15015	
I2560TF70-3		28887	
I2560TF65-1	488.7 (65%)	74950	115917
I2560TF65-2		135621	
I2560TF65-3		137180	

表 4-55 試片經低能量衝擊再置於 25°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
I2590TF80-1	601.4 (80%)	375	585
I2590TF80-2		509	
I2590TF80-3		871	
I2590TF75-1	563.9 (75%)	1046	2296
I2590TF75-2		1906	
I2590TF75-3		3936	
I2590TF70-1	526.3 (70%)	17096	20013
I2590TF70-2		20158	
I2590TF70-3		22784	
I2590TF65-1	488.7 (65%)	105734	103035
I2590TF65-2		117914	
I2590TF65-3		85458	

表 4-56 試片經低能量衝擊再置於 60°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
I6060TF80-1	601.4 (80%)	570	694
I6060TF80-2		689	
I6060TF80-3		823	
I6060TF75-1	563.9 (75%)	1646	3090
I6060TF75-2		2348	
I6060TF75-3		5276	
I6060TF70-1	526.3 (70%)	28929	20305
I6060TF70-2		11327	
I6060TF70-3		20658	
I6060TF65-1	488.7 (65%)	91025	83245
I6060TF65-2		61141	
I6060TF65-3		97688	

表 4-57 試片經低能量衝擊再置於 60°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
I6090TF80-1	601.4 (80%)	489	634
I6090TF80-2		619	
I6090TF80-3		794	
I6090TF75-1	563.9 (75%)	2874	4531
I6090TF75-2		3169	
I6090TF75-3		7551	
I6090TF70-1	526.3 (70%)	11551	17057
I6090TF70-2		23875	
I6090TF70-3		15745	
I6090TF65-1	488.7 (65%)	70726	72714
I6090TF65-2		51698	
I6090TF65-3		95687	

表4-58 試片經低能量衝擊再受扭轉作用最後再置於25°C, 60%RH 三天後的拉伸疲勞壽命 (未釋放扭轉角)

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
IT2560F80-1	601.4 (80%)	445	577
IT2560F80-2		536	
IT2560F80-3		751	
IT2560F75-1	563.9 (75%)	3321	4662
IT2560F75-2		4082	
IT2560F75-3		6583	
IT2560F70-1	526.3 (70%)	10389	24059
IT2560F70-2		20339	
IT2560F70-3		41450	
IT2560F65-1	488.7 (65%)	60251	129951
IT2560F65-2		119864	
IT2560F65-3		209737	

表4-59 試片經低能量衝擊再受扭轉作用最後再置於25°C, 90%RH
三天後的拉伸疲勞壽命 (未釋放扭轉角)

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
IT2590F80-1	601.4 (80%)	542	943
IT2590F80-2		871	
IT2590F80-3		1415	
IT2590F75-1	563.9 (75%)	2423	4539
IT2590F75-2		7276	
IT2590F75-3		3917	
IT2590F70-1	526.3 (70%)	21546	48093
IT2590F70-2		45290	
IT2590F70-3		77444	
IT2590F65-1	488.7 (65%)	89810	188842
IT2590F65-2		223831	
IT2590F65-3		252885	

表4-60 試片經低能量衝擊再受扭轉作用最後再置於60°C, 60%RH
三天後的拉伸疲勞壽命 (未釋放扭轉角)

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
IT6060F80-1	601.4 (80%)	337	653
IT6060F80-2		792	
IT6060F80-3		830	
IT6060F75-1	563.9 (75%)	1579	2987
IT6060F75-2		4329	
IT6060F75-3		3052	
IT6060F70-1	526.3 (70%)	38680	27293
IT6060F70-2		12170	
IT6060F70-3		30868	
IT6060F65-1	488.7 (65%)	93736	124627
IT6060F65-2		168532	
IT6060F65-3		111612	

表4-61 試片經低能量衝擊再受扭轉作用最後再置於60°C, 90%RH
三天後的拉伸疲勞壽命 (未釋放扭轉角)

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
IT6090F80-1	601.4 (80%)	336	494
IT6090F80-2		534	
IT6090F80-3		612	
IT6090F75-1	563.9 (75%)	1117	2720
IT6090F75-2		2462	
IT6090F75-3		4582	
IT6090F70-1	526.3 (70%)	16585	28621
IT6090F70-2		28551	
IT6090F70-3		40728	
IT6090F65-1	488.7 (65%)	71810	83844
IT6090F65-2		51673	
IT6090F65-3		128049	

表4-62 試片經預扭作用再經低能量衝擊再置於25°C, 60%RH
三天後的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
TI2560F80-1	601.4 (80%)	507	1189
TI2560F80-2		1107	
TI2560F80-3		1953	
TI2560F75-1	563.9 (75%)	4674	3515
TI2560F75-2		2534	
TI2560F75-3		3338	
TI2560F70-1	526.3 (70%)	34512	43158
TI2560F70-2		42190	
TI2560F70-3		52771	
TI2560F65-1	488.7 (65%)	82722	86396
TI2560F65-2		176204	
TI2560F65-3		261024	

表4-63 試片經預扭作用再經低能量衝擊再置於25°C, 90%RH
三天後的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
TI2590F80-1	601.4 (80%)	472	646
TI2590F80-2		393	
TI2590F80-3		1074	
TI2590F75-1	563.9 (75%)	3047	4600
TI2590F75-2		6173	
TI2590F75-3		4581	
TI2590F70-1	526.3 (70%)	33324	51680
TI2590F70-2		54200	
TI2590F70-3		67517	
TI2590F65-1	488.7 (65%)	220144	182737
TI2590F65-2		144931	
TI2590F65-3		183135	

表4-64 試片經預扭作用再經低能量衝擊再置於60°C, 60%RH
三天後的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
TI6060F80-1	601.4 (80%)	689	953
TI6060F80-2		704	
TI6060F80-3		1465	
TI6060F75-1	563.9 (75%)	2404	3385
TI6060F75-2		2684	
TI6060F75-3		5068	
TI6060F70-1	526.3 (70%)	55125	45109
TI6060F70-2		47283	
TI6060F70-3		32919	
TI6060F65-1	488.7 (65%)	98412	147986
TI6060F65-2		213491	
TI6060F65-3		132056	

表4-65 試片經預扭作用再經低能量衝擊再置於60°C, 90%RH
三天後的拉伸疲勞壽命

試片編號	最大應力(MPa)	破壞週次數	平均壽命
TI6090F80-1	601.4 (80%)	241	503
TI6090F80-2		675	
TI6090F80-3		592	
TI6090F75-1	563.9 (75%)	2286	3821
TI6090F75-2		5839	
TI6090F75-3		3337	
TI6090F70-1	526.3 (70%)	29506	30110
TI6090F70-2		40029	
TI6090F70-3		20794	
TI6090F65-1	488.7 (65%)	173152	116792
TI6090F65-2		98451	
TI6090F65-3		78773	

圖附錄



數字代表排列順序之先後

圖 3-1 積層材料及消耗材料在壓力釜中之排列順序

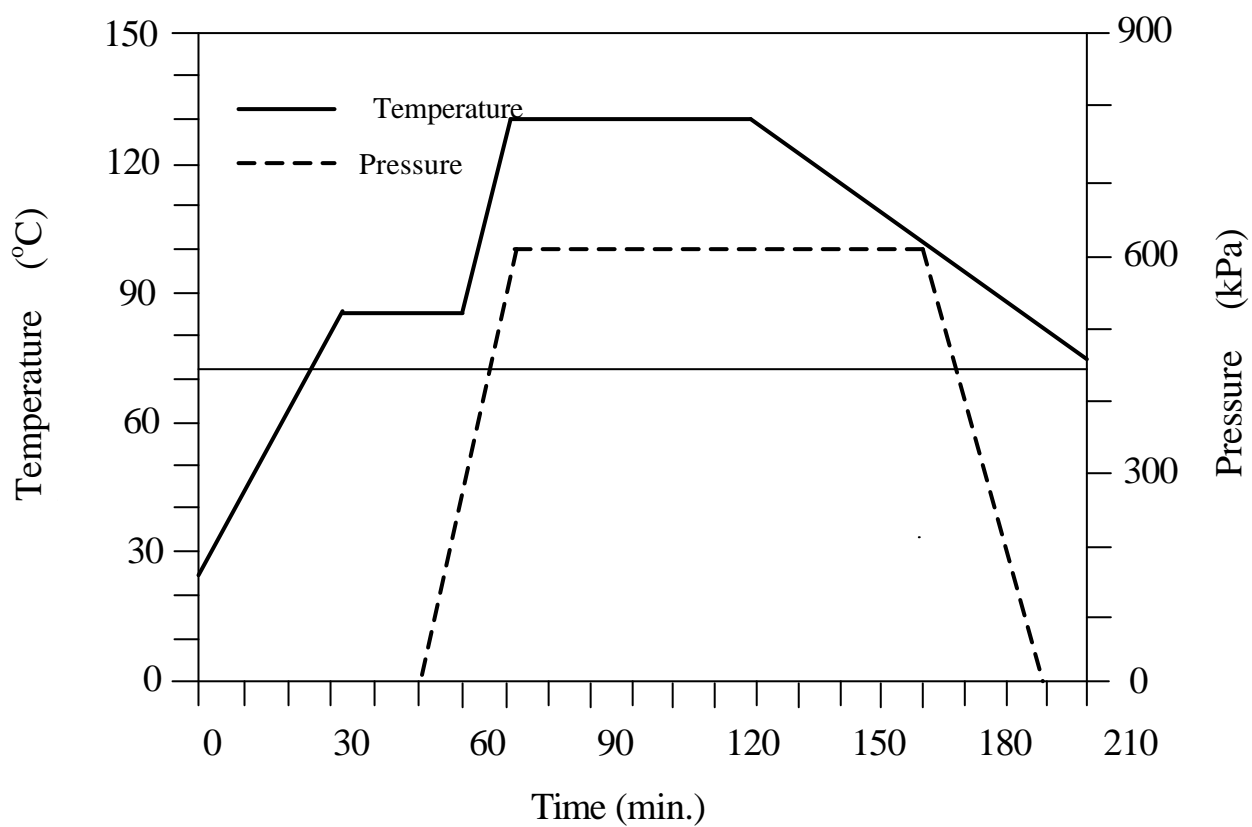


圖 3-2 積層材料及消耗材料在壓力釜中之加壓、加溫程序圖

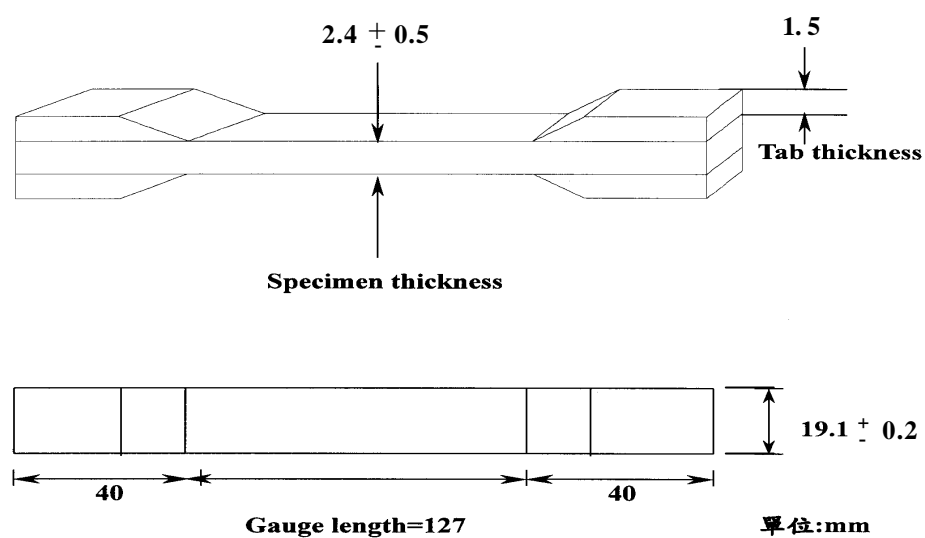


圖 3-3 試片尺寸

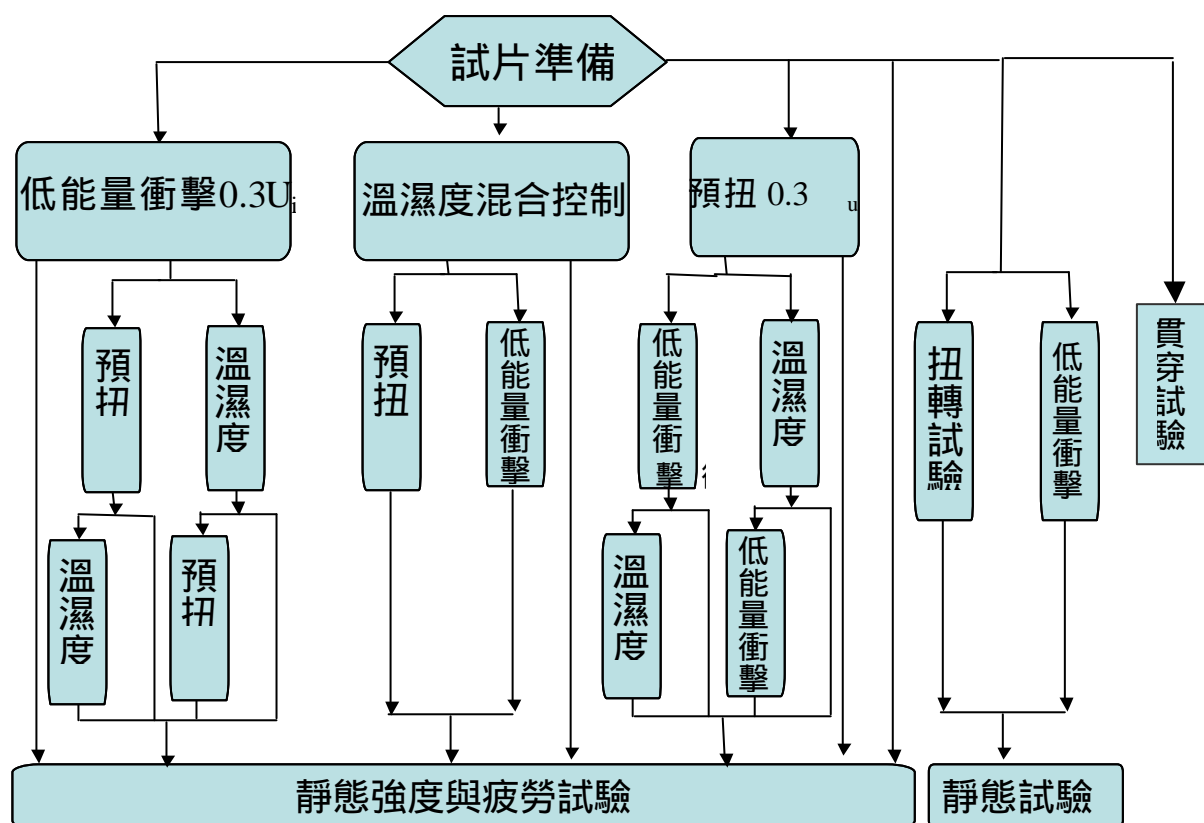


圖 3-4 實驗流程圖

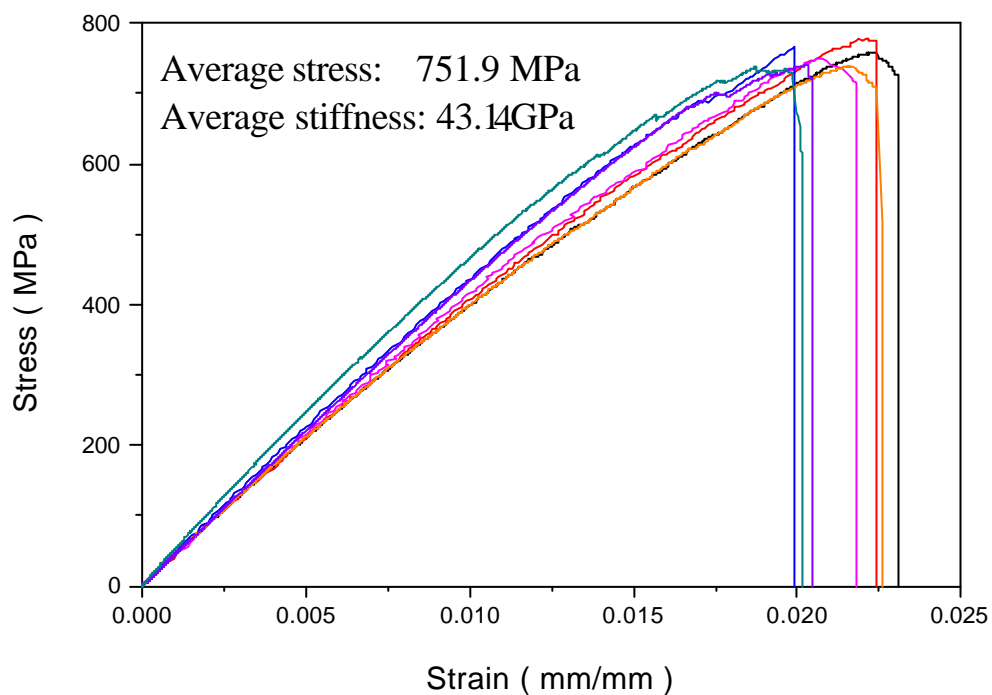


圖 4-1 室溫環境下試片的靜態拉伸應力-應變圖

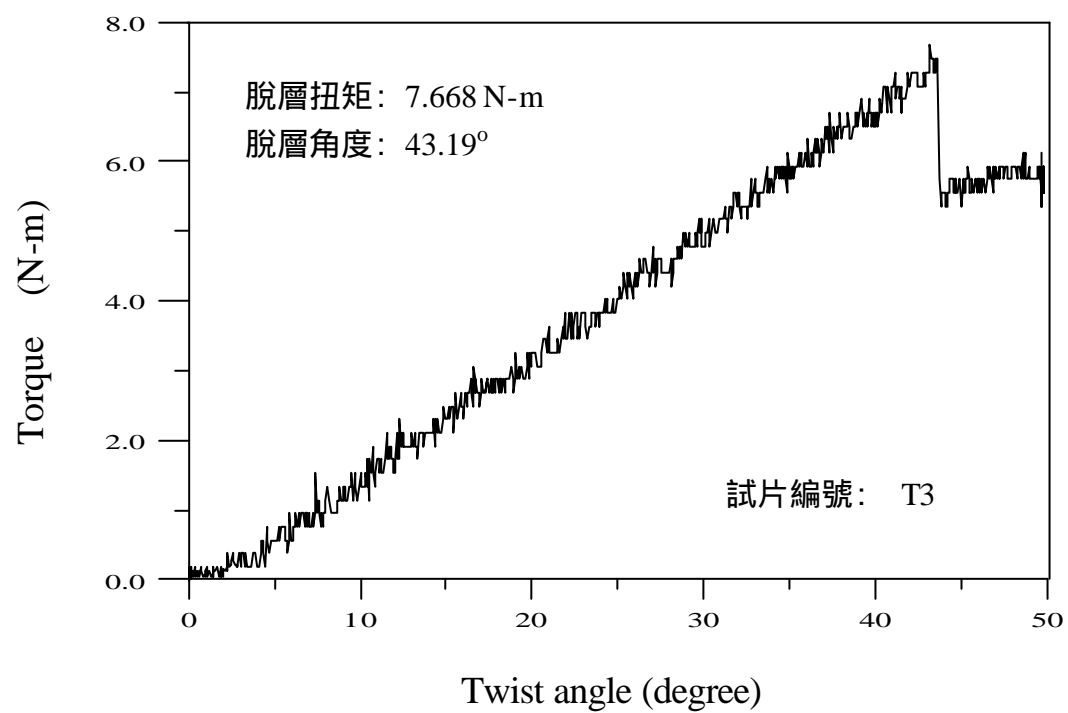
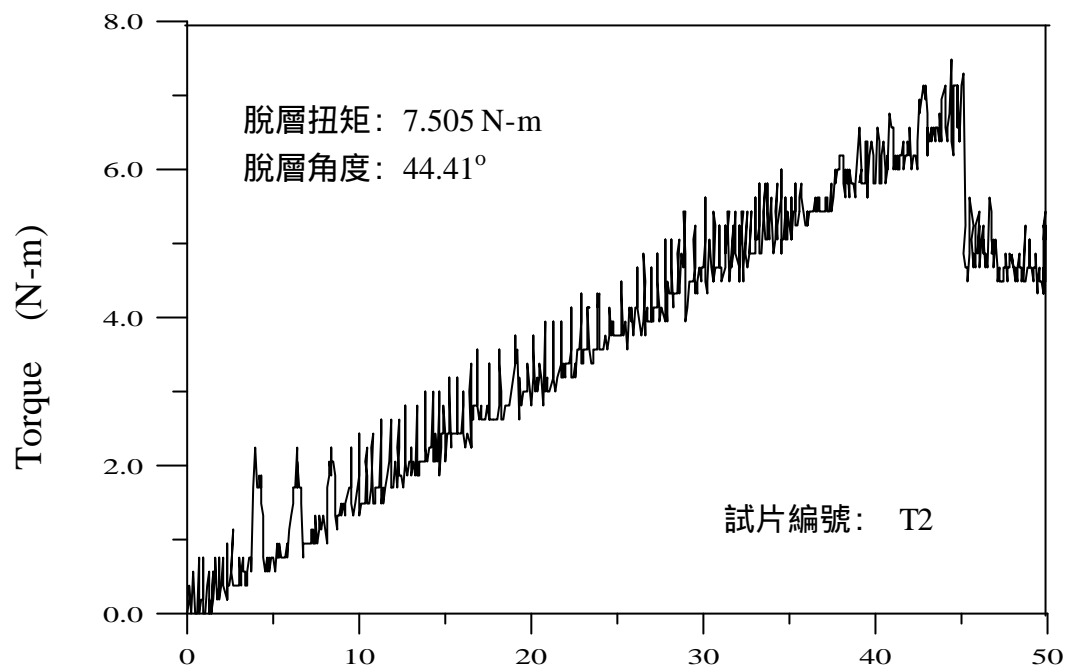


圖 4-2 室溫環境下試片的扭轉試驗結果

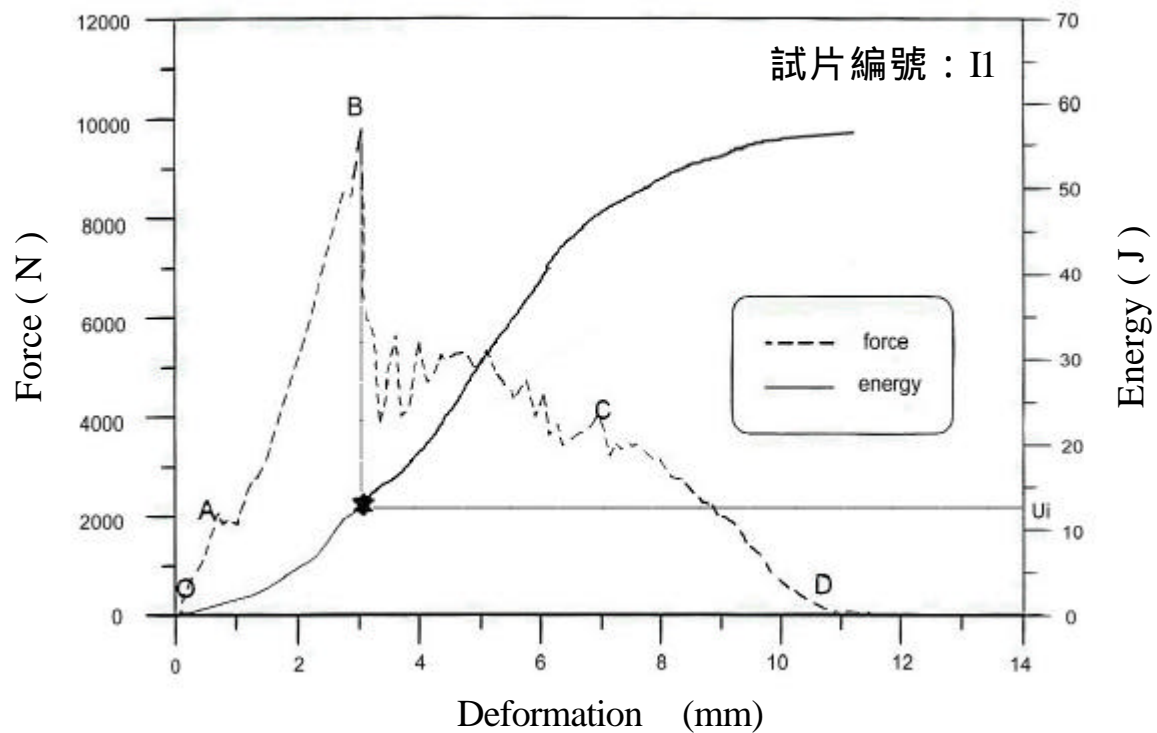


圖 4-3 室溫環境下試片的貫穿試驗結果

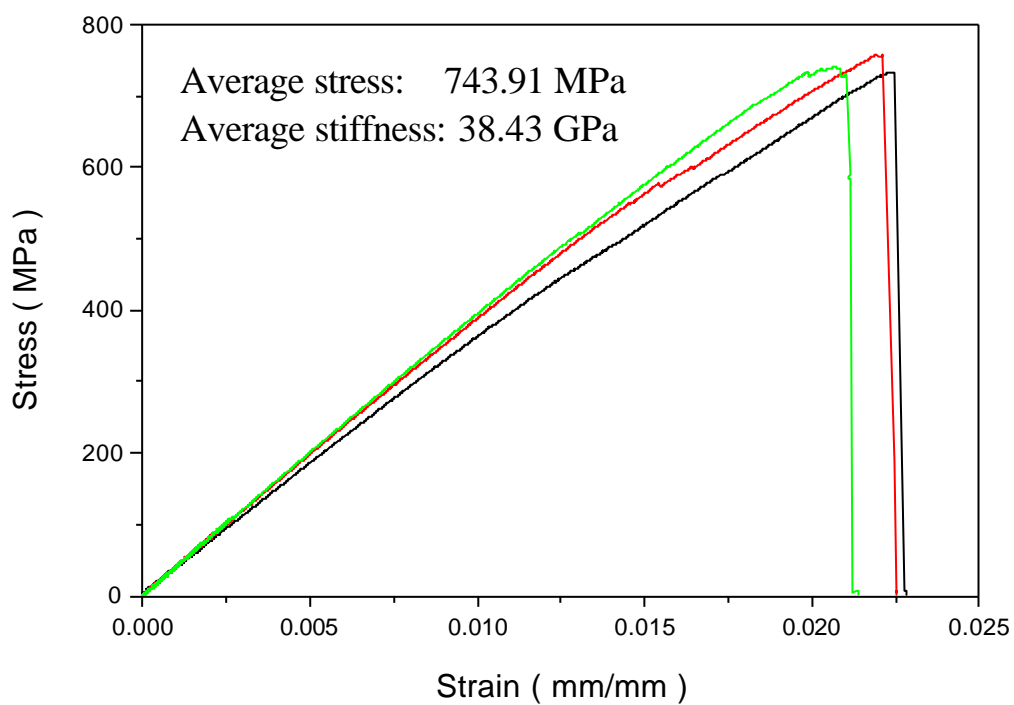


圖 4-4(a) 試片經 0.3° 預扭後的靜態拉伸應力-應變圖(釋放扭轉角)

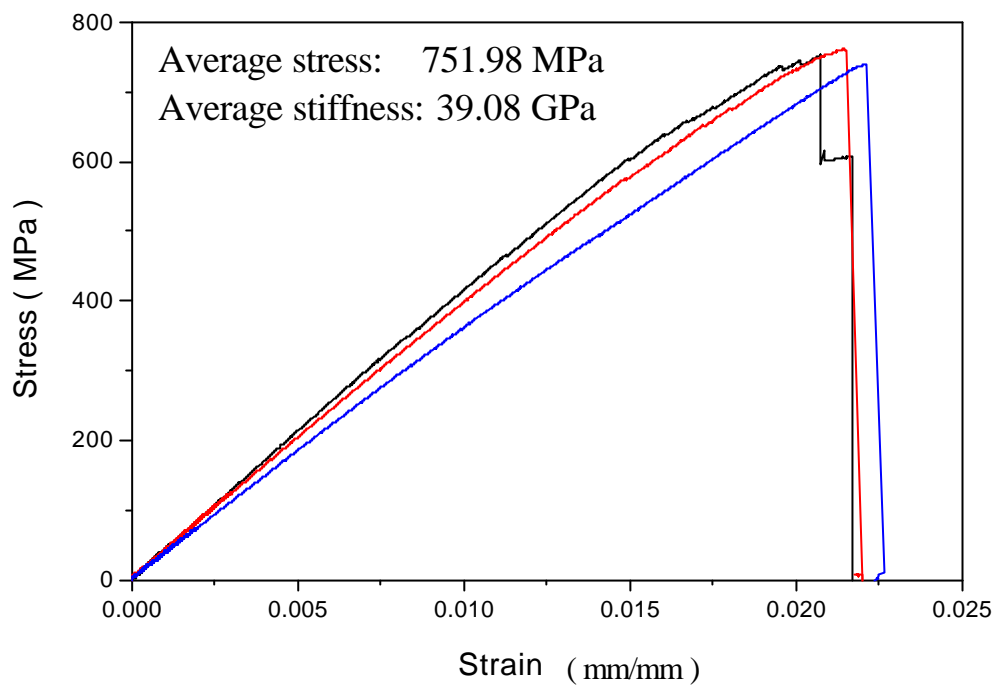


圖 4-4(b) 試片經 0.3° 預扭後的靜態拉伸應力-應變圖(未釋放扭轉角)

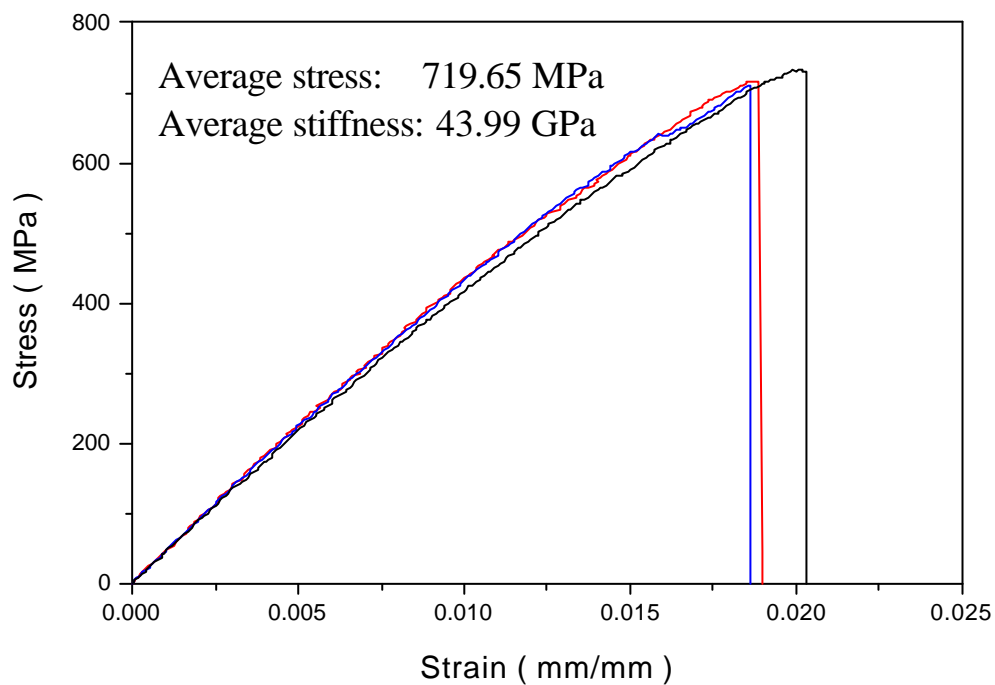


圖 4-5 試片置於 25°C , 60%RH 三天後的靜態拉伸應力-應變圖

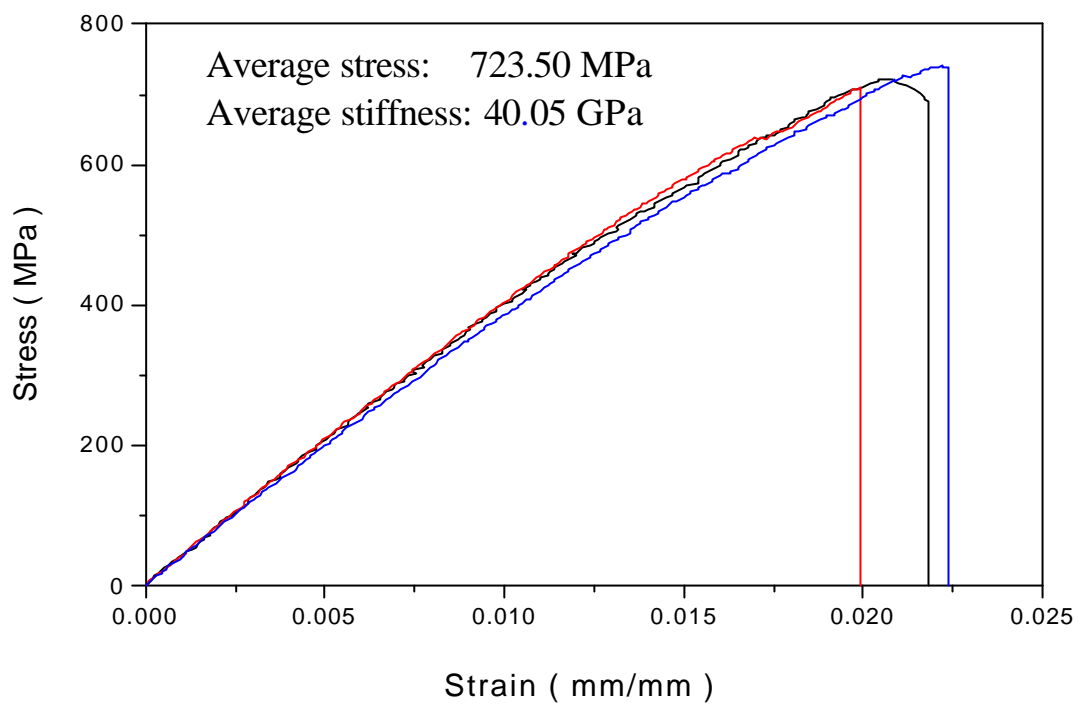


圖 4-6 試片置於 25°C, 90%RH 三天後的靜態拉伸應力-應變圖

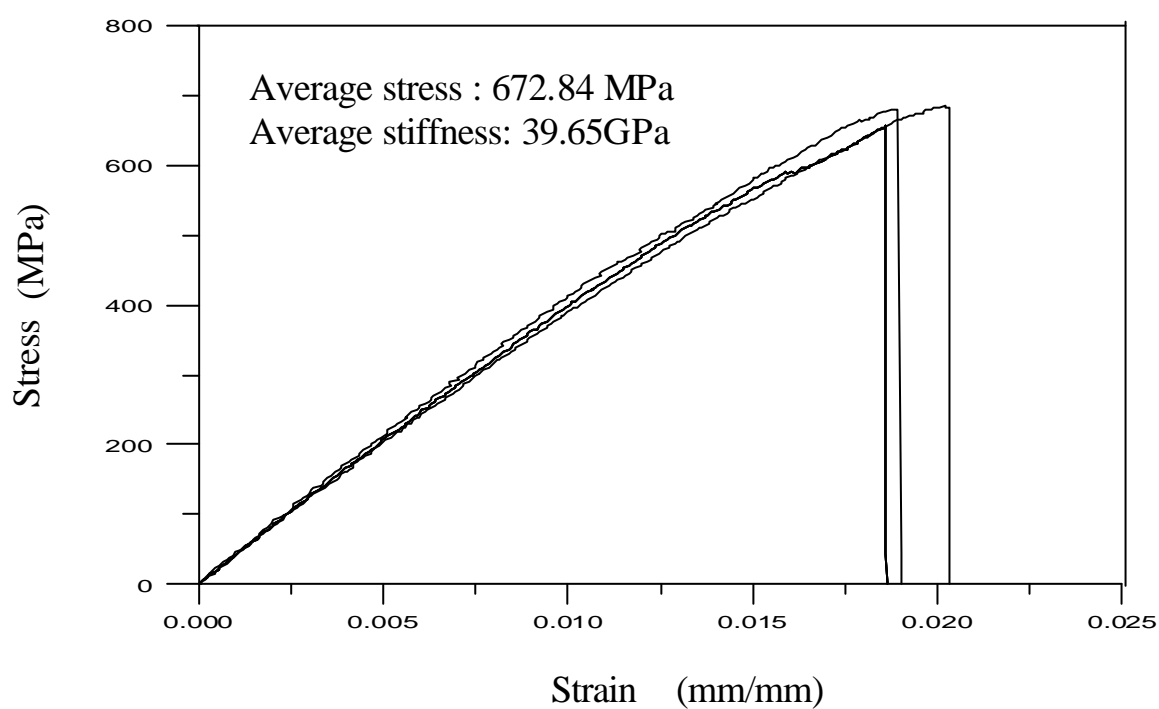


圖 4-7 試片置於 60°C, 60%RH 三天後的靜態拉伸應力-應變圖

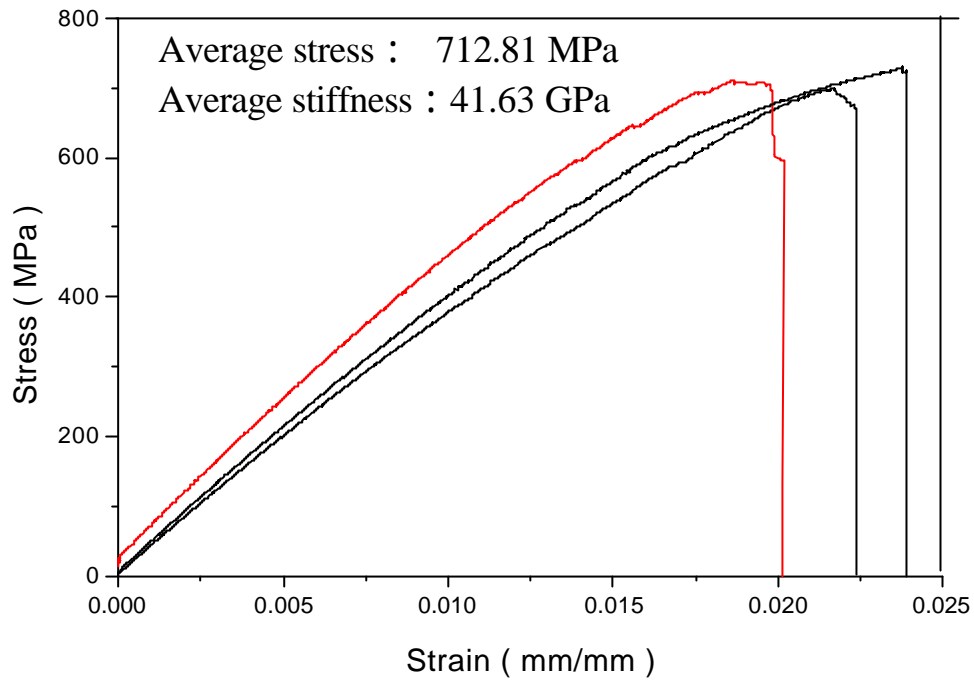


圖 4-8 試片置於 60°C, 90%RH 三天後的靜態拉伸應力-應變圖

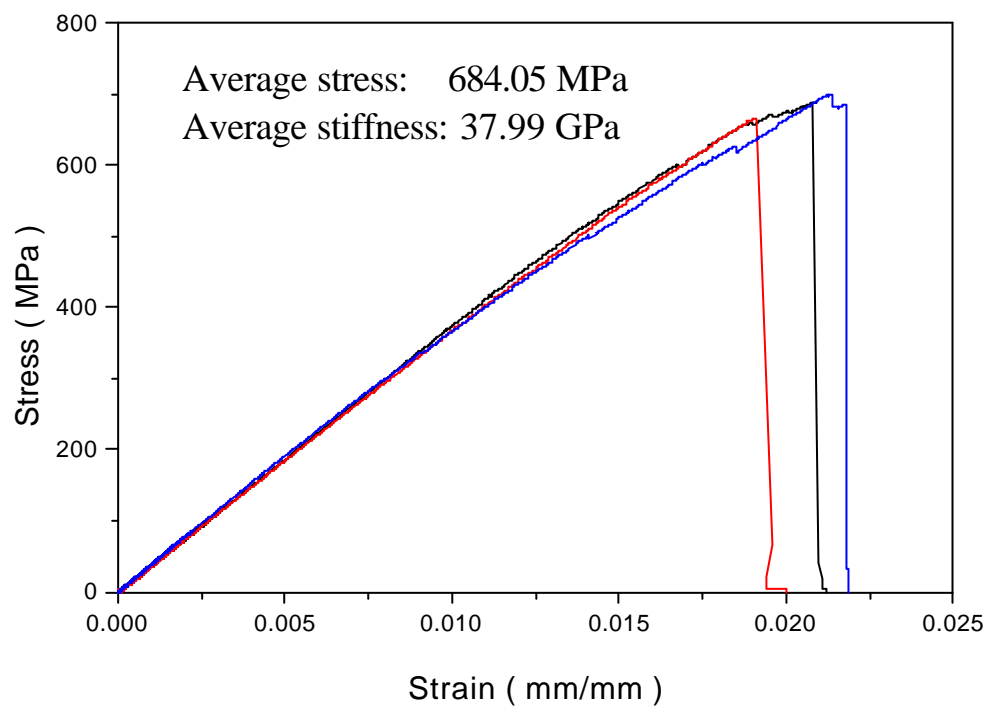


圖 4-9 試片置於 25°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度
對應變之關係圖 (釋放扭轉角)

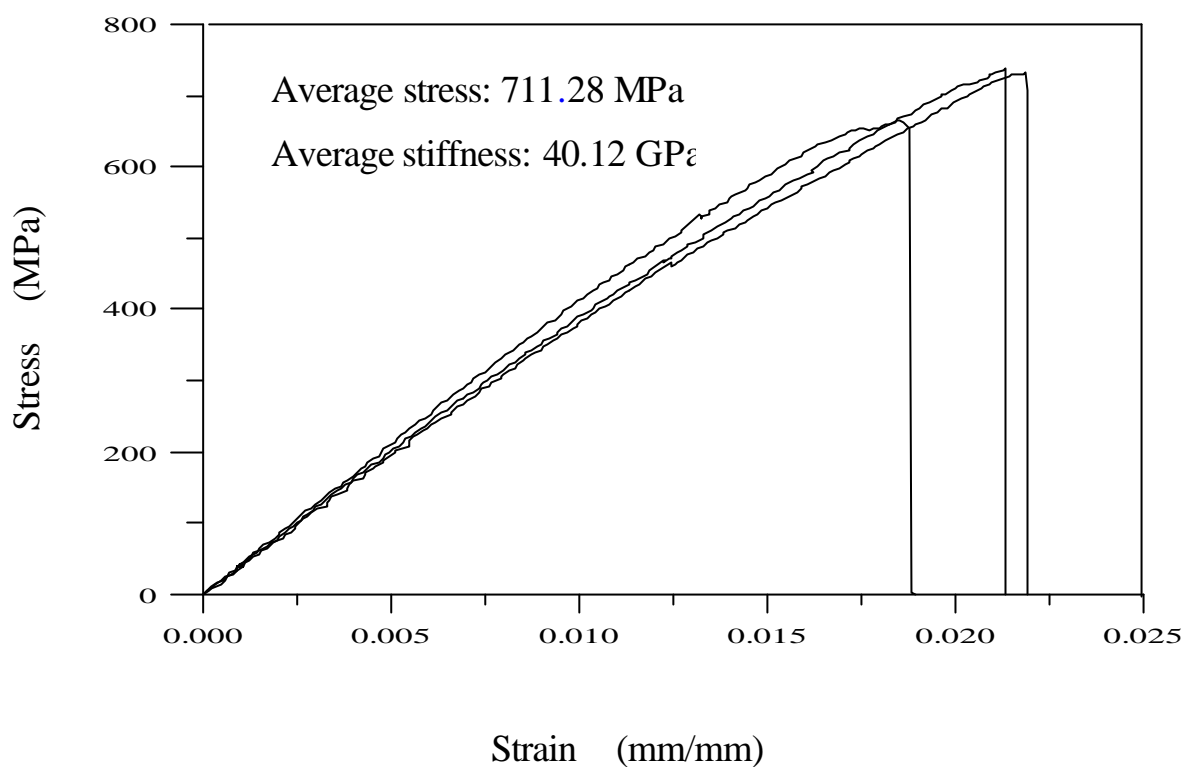


圖 4-10 試片置於 25°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度
對應變之關係圖 (釋放扭轉角)

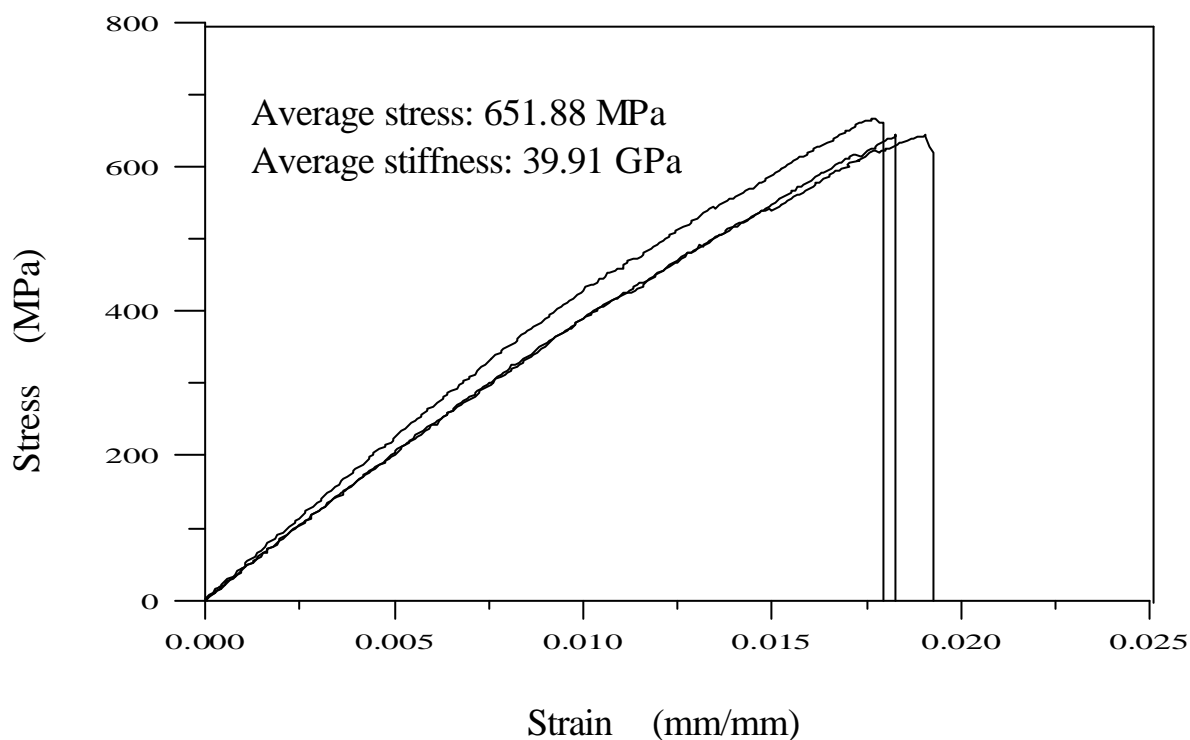


圖 4-11 試片置於 60°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度
對應變之關係圖 (釋放扭轉角)

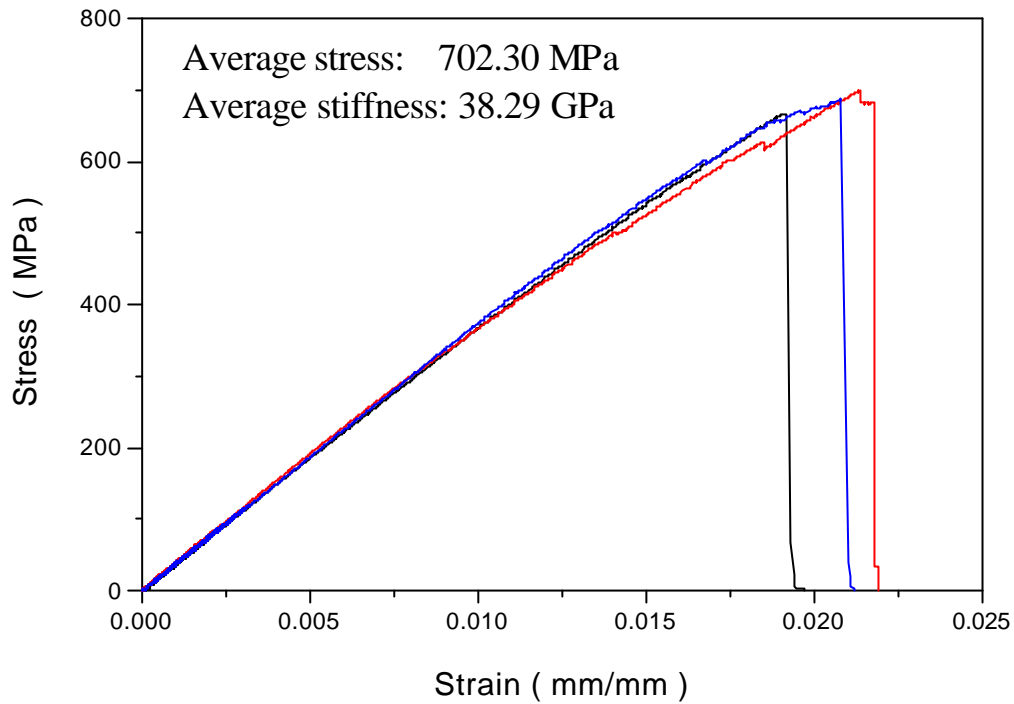


圖 4-12 試片置於 60°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度
對應變之關係圖 (釋放扭轉角)

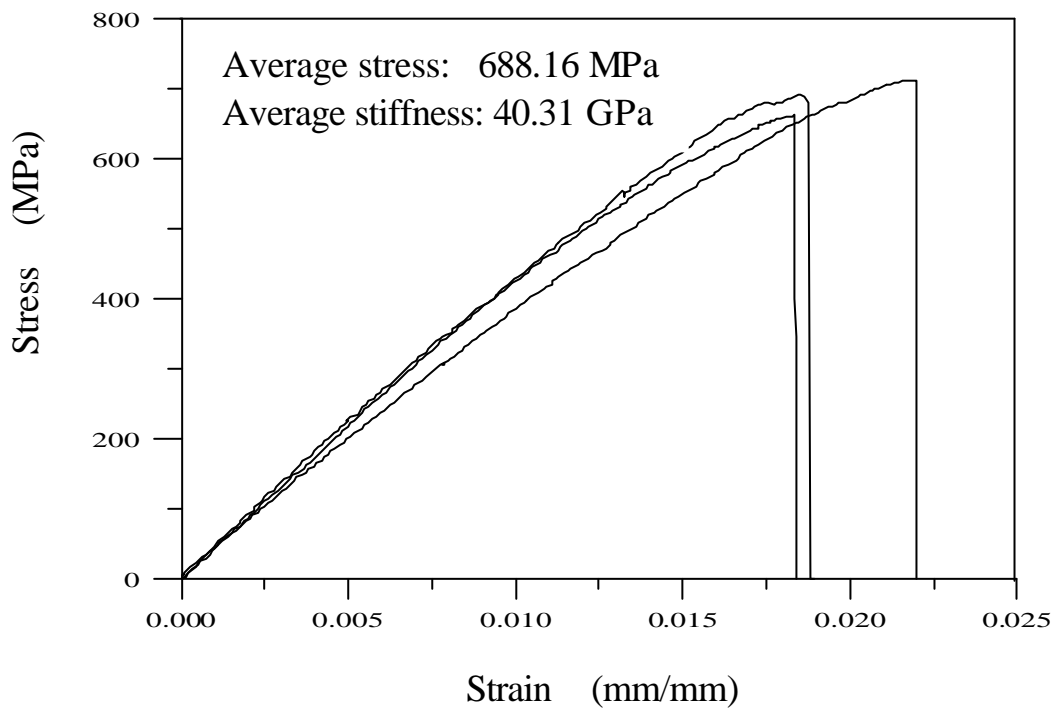


圖 4-13 試片置於 25°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度
對應變之關係圖 (未釋放扭轉角)

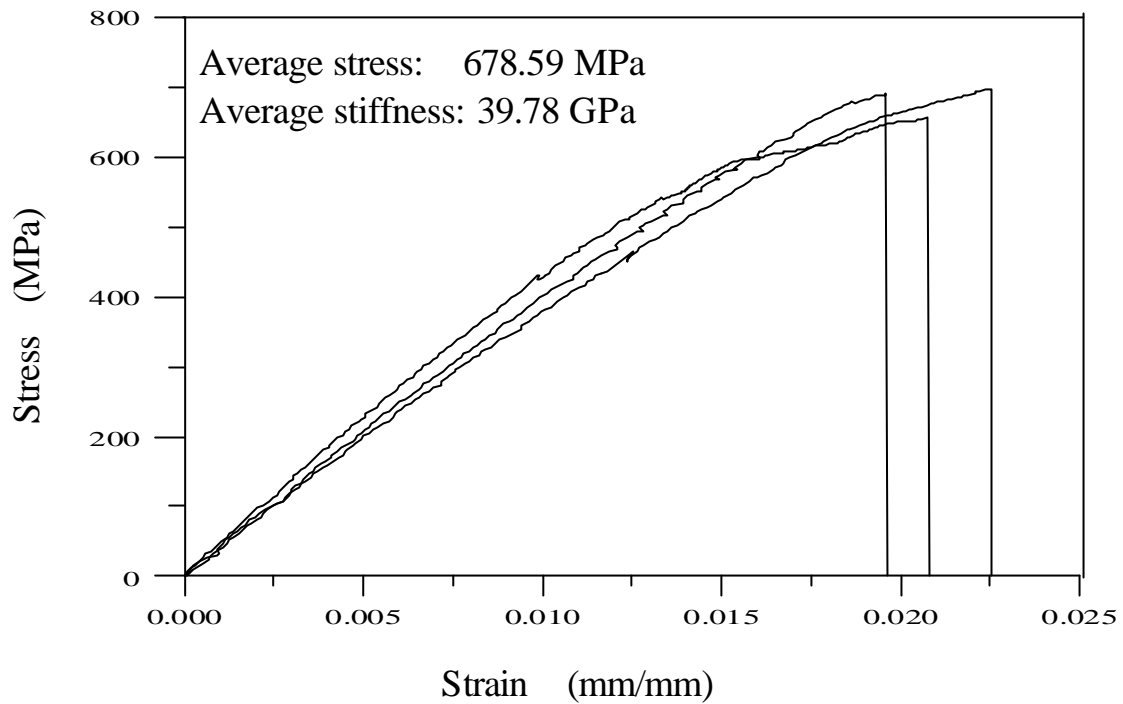


圖 4-14 試片置於 25°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度
對應變之關係圖 (未釋放扭轉角)

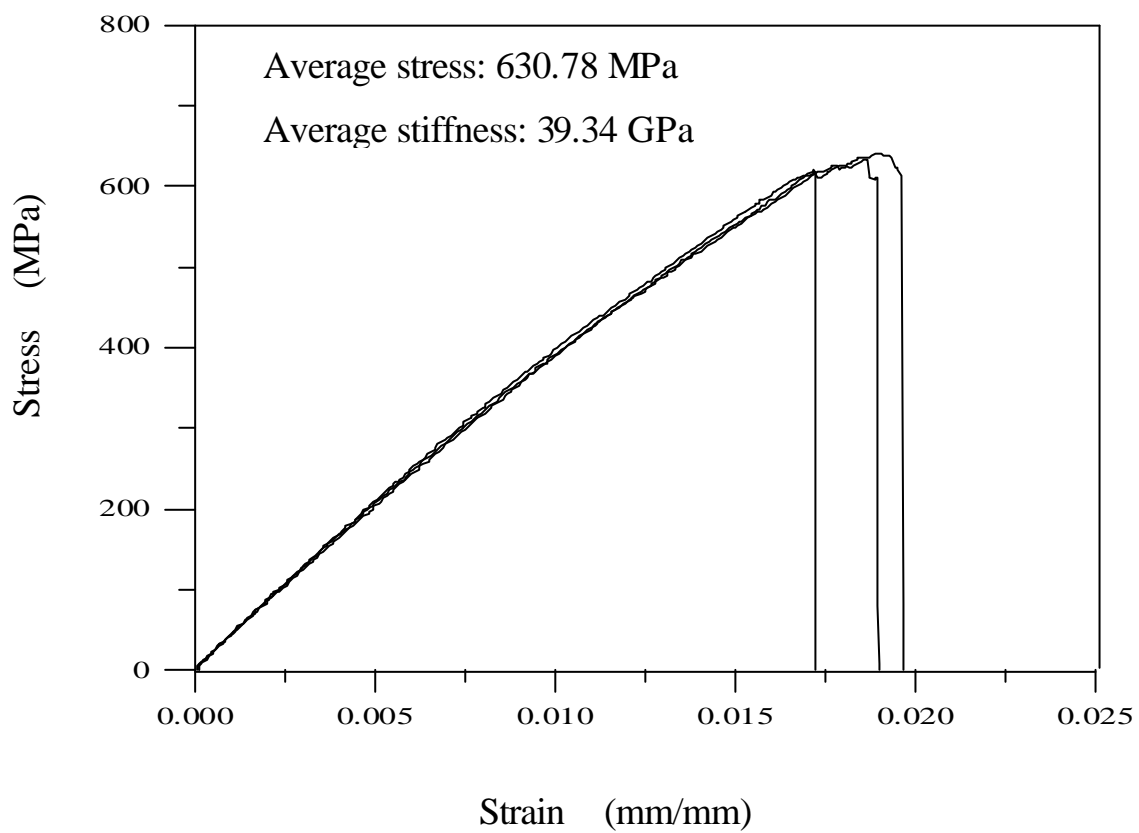


圖 4-15 試片置於 60°C, 60%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度
對應變之關係圖 (未釋放扭轉角)

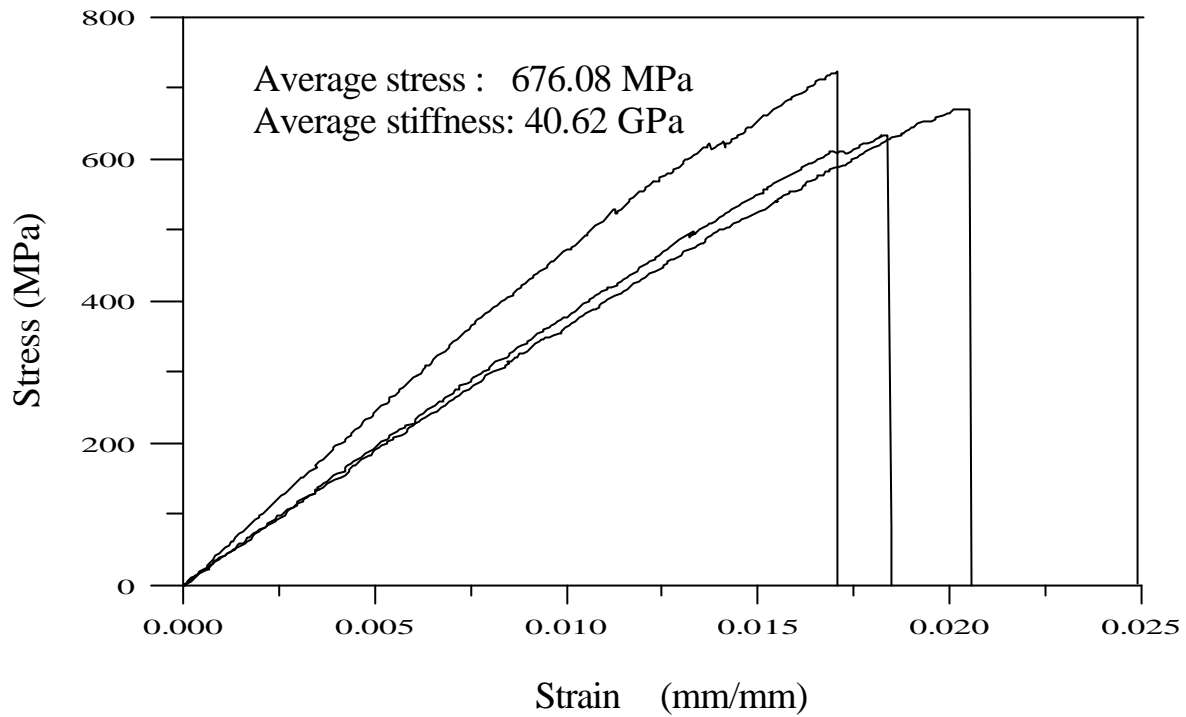


圖 4-16 試片置於 60°C, 90%RH 三天後再經扭轉作用的殘餘強度
對應變之關係圖 (未釋放扭轉角)

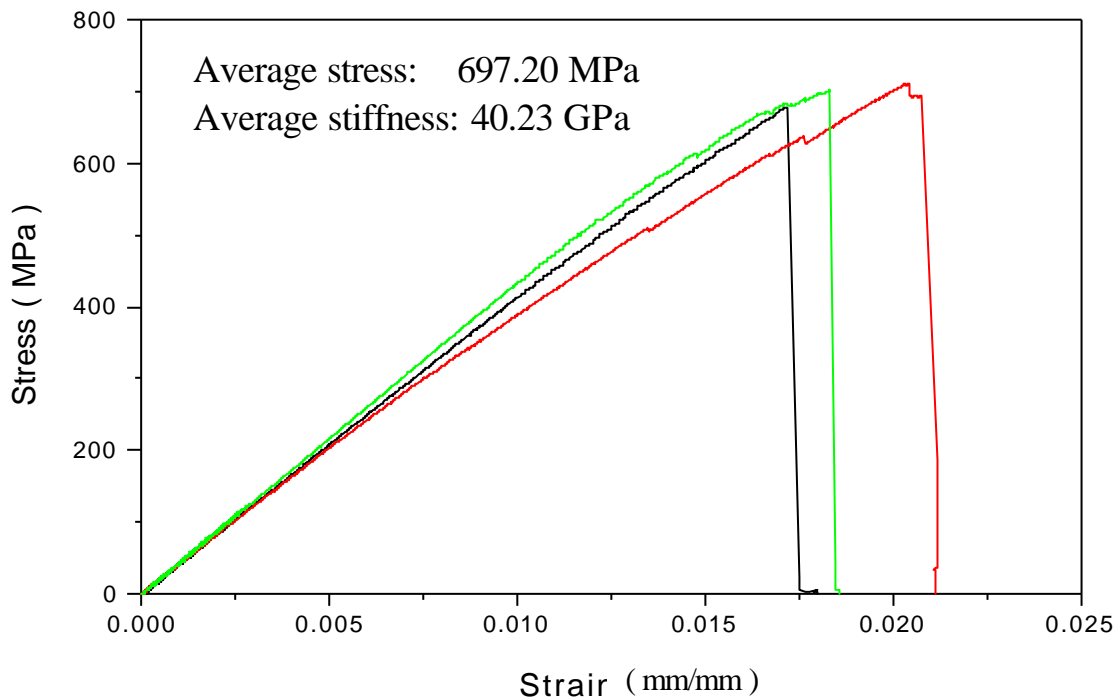


圖 4-17 試片於室溫環境下經 0.3U_i 低能量衝擊後的靜態拉伸應力-應變圖

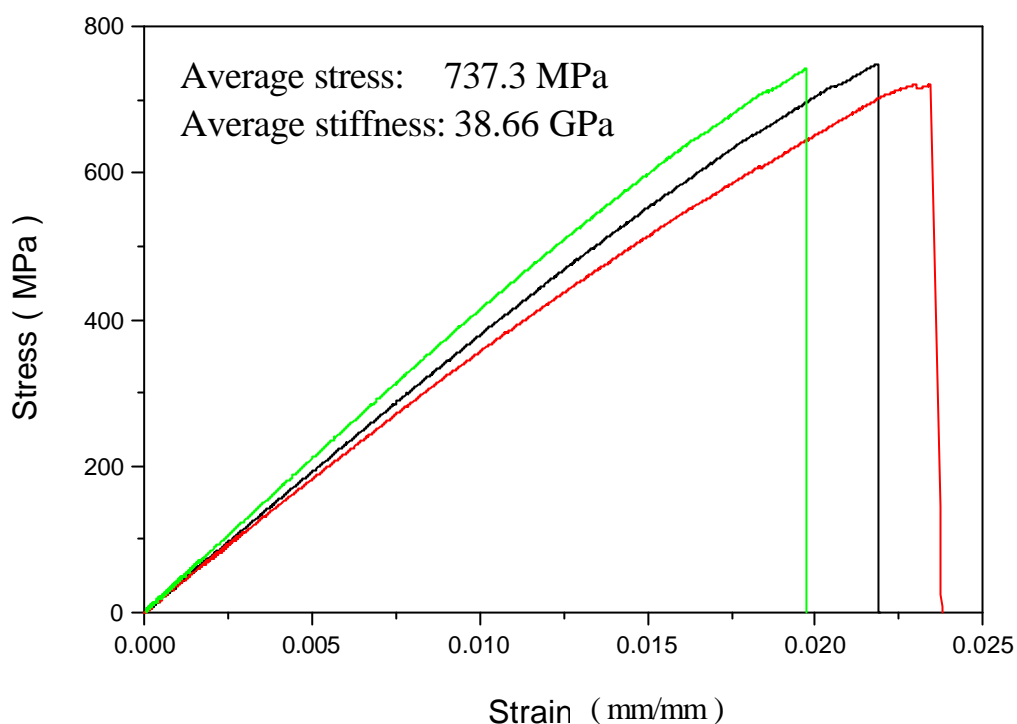
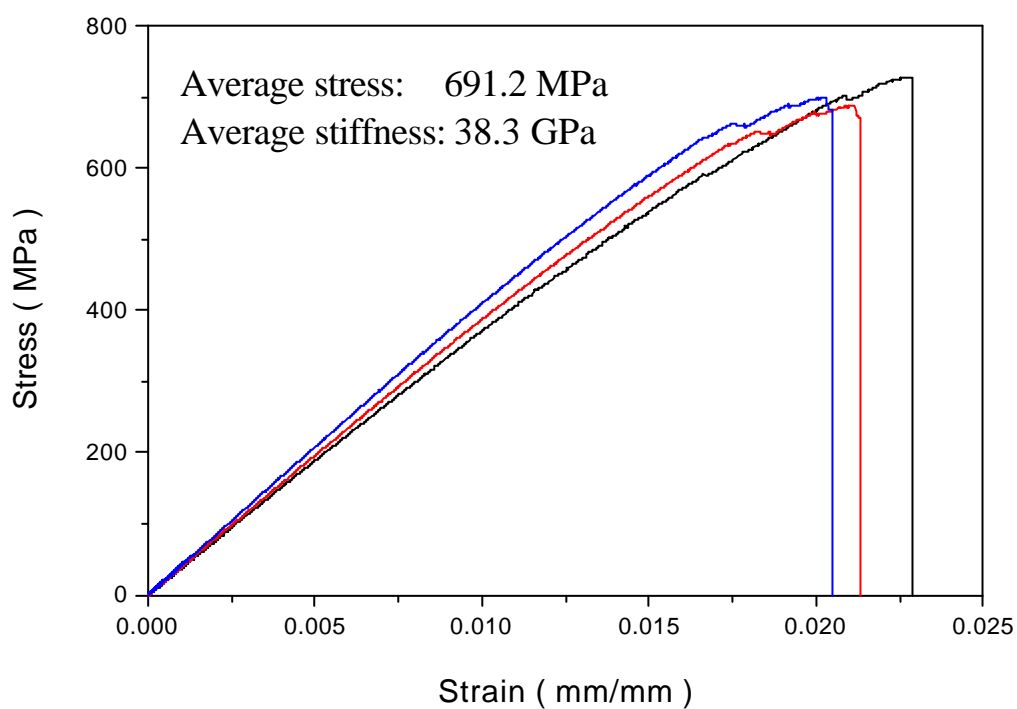


圖 4-18 試片經預扭再受低能量衝擊作用後的靜態拉伸應力-應變圖



4-19 試片經低能量衝擊再受扭轉作用後的靜態拉伸應力-應變圖
(釋放扭轉角)

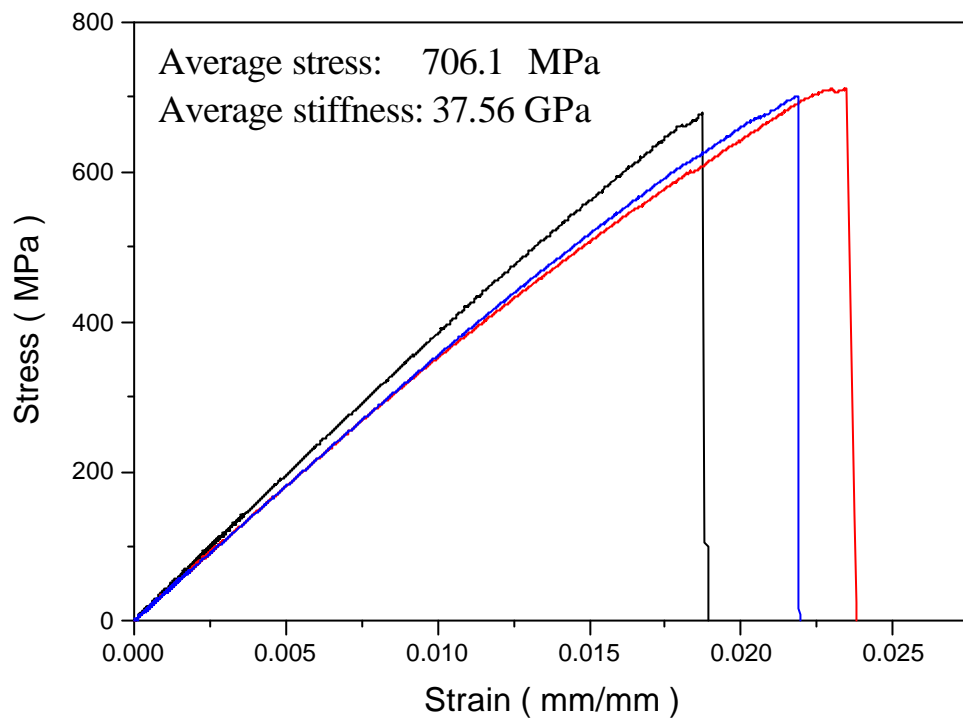


圖 4-20 試片經低能量衝擊再受扭轉作用後的靜態拉伸應力-應變圖
(未釋放扭轉角)

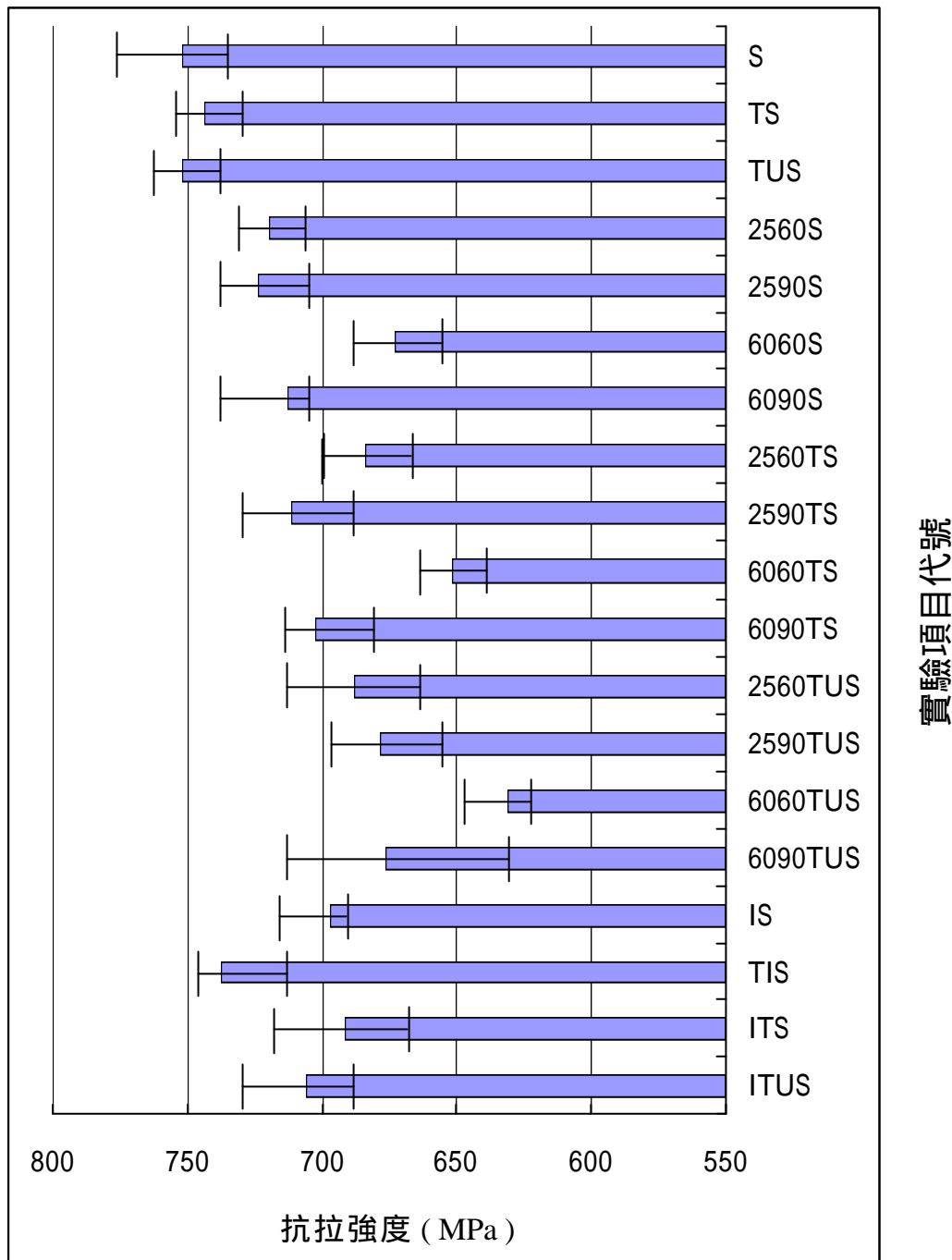


圖 4-21 不同情況之靜態拉伸強度比較圖

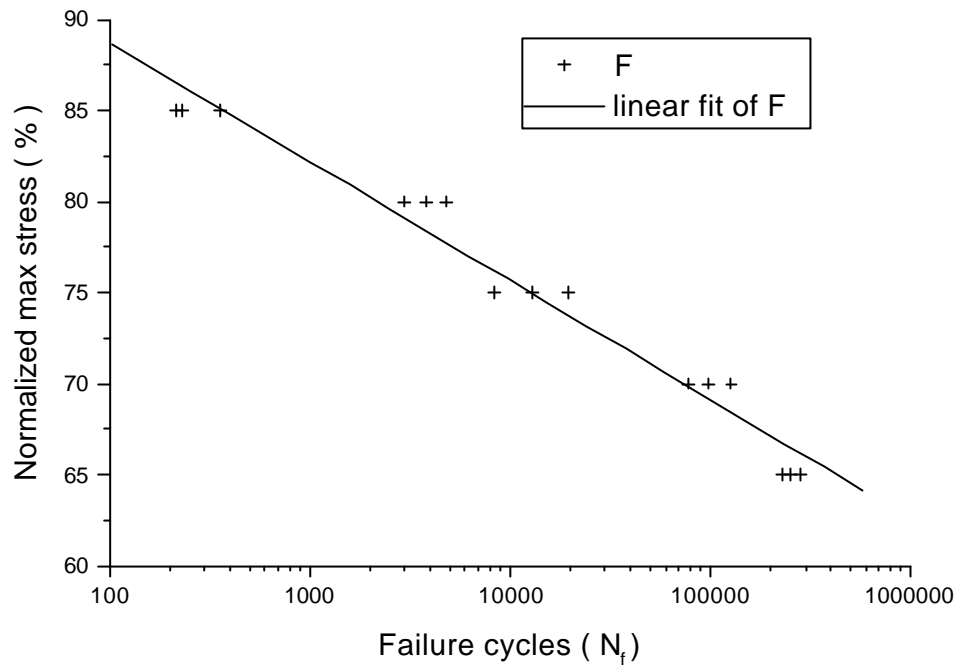


圖 4-22 室溫環境下原始試片(F)之 S-N 疲勞壽命曲線圖
(負荷狀況：無衝擊和預扭之拉伸疲勞)

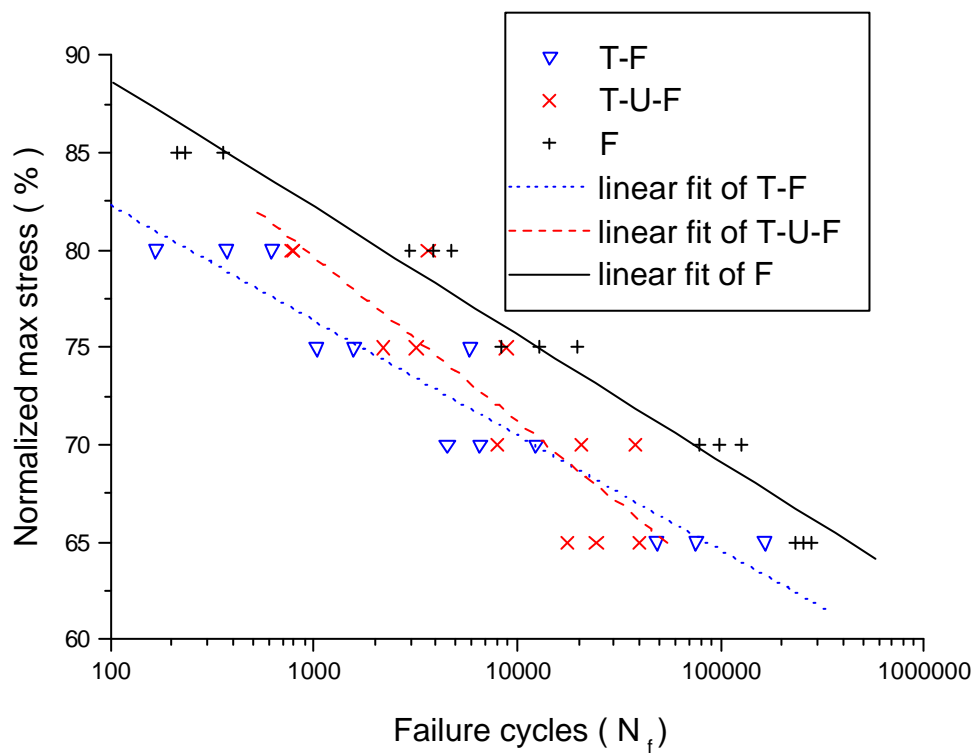


圖 4-23 原始試片與預扭後(F, TF, TUF)之 S-N 疲勞壽命比較圖

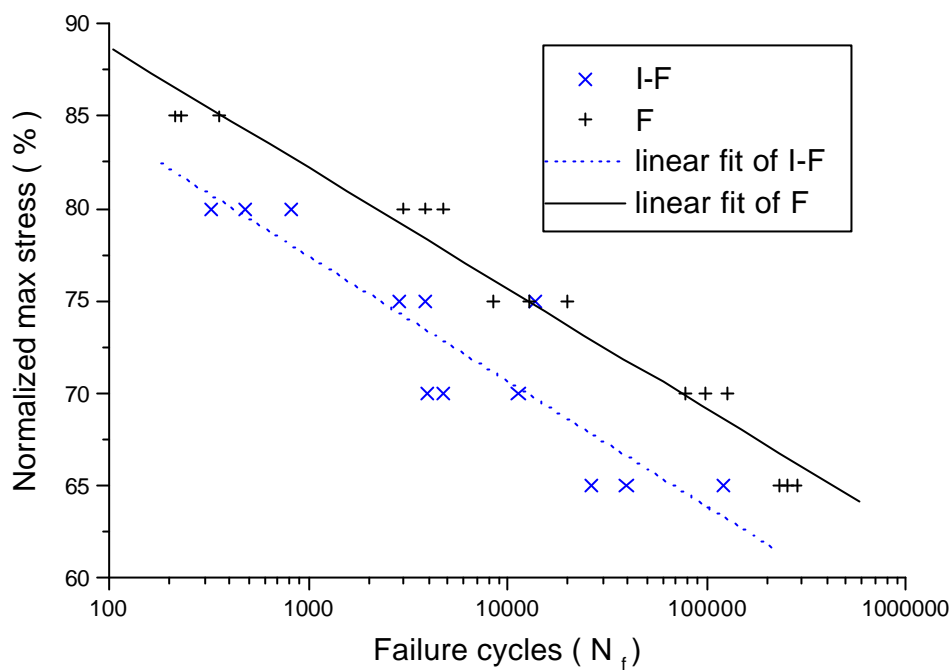


圖 4-24 原始試片與低能量衝擊後(F, IF)之 S-N 疲勞壽命比較圖

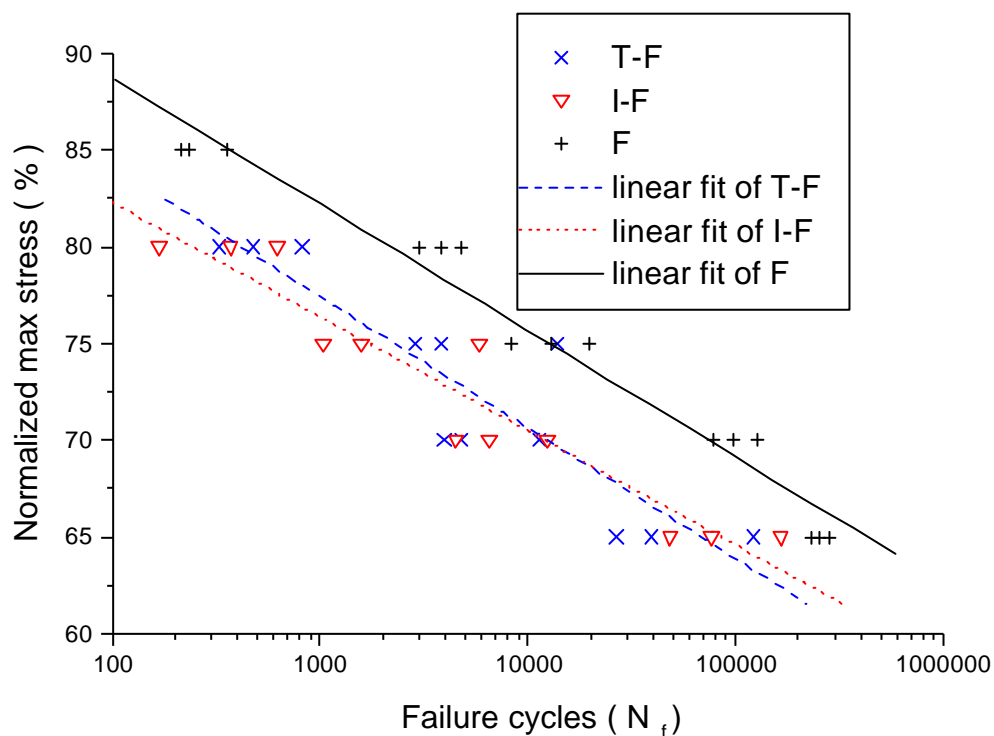


圖4-25 原始試片與預扭及低能量衝擊後(F, TF, IF)之S-N疲勞壽命比較圖

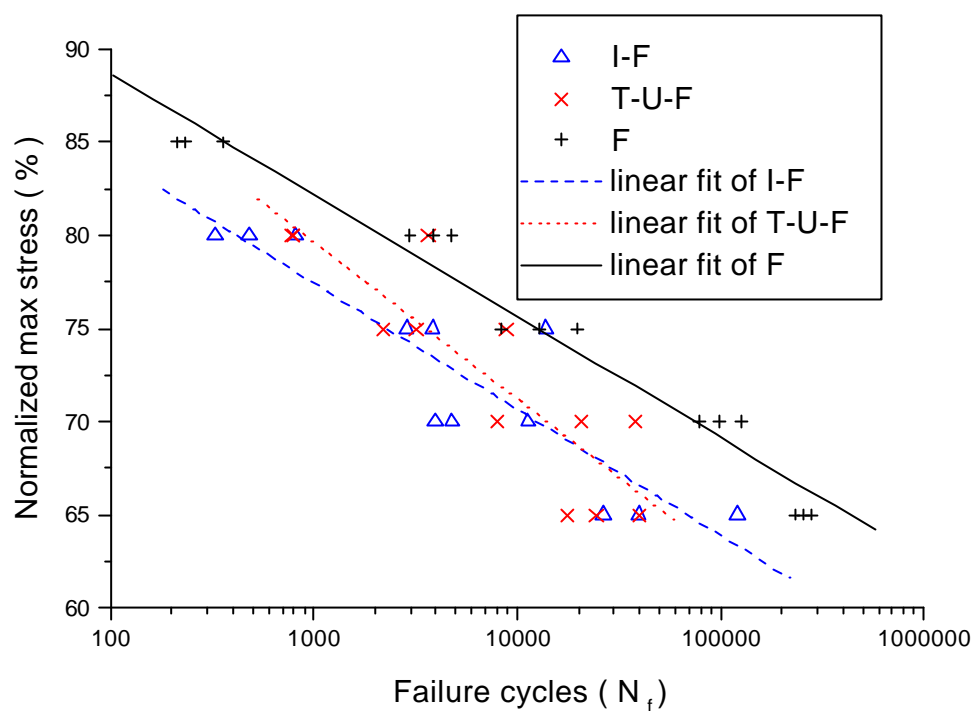


圖4-26 原始試片與預扭及低能量衝擊後(F, TUF, IF)之S-N疲勞壽命比較圖

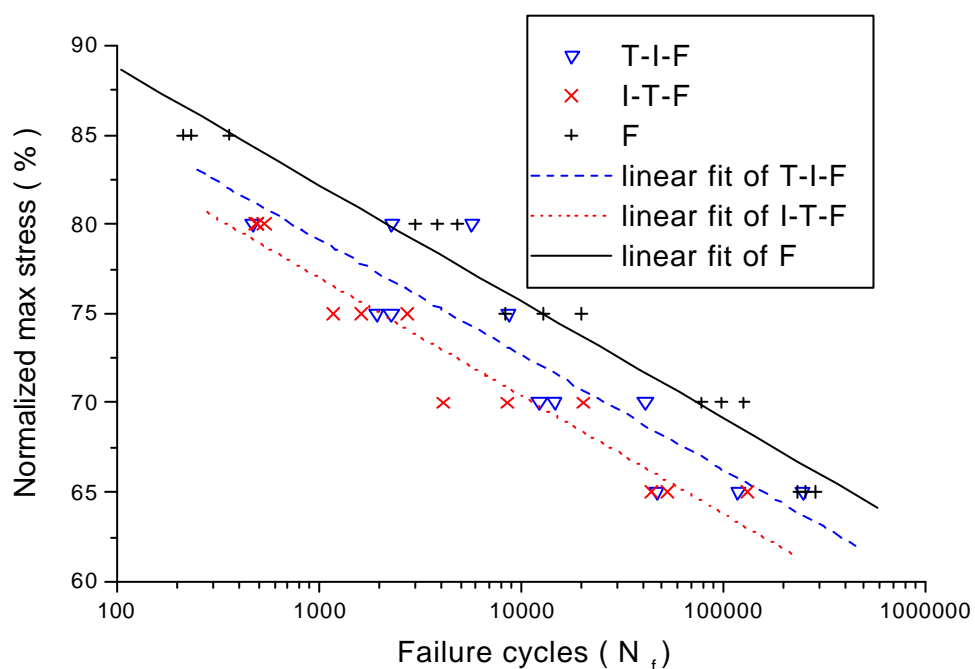


圖4-27 原始試片與預扭及低能量衝擊交互作用後(F, TIF, ITF)之S-N疲勞壽命比較圖

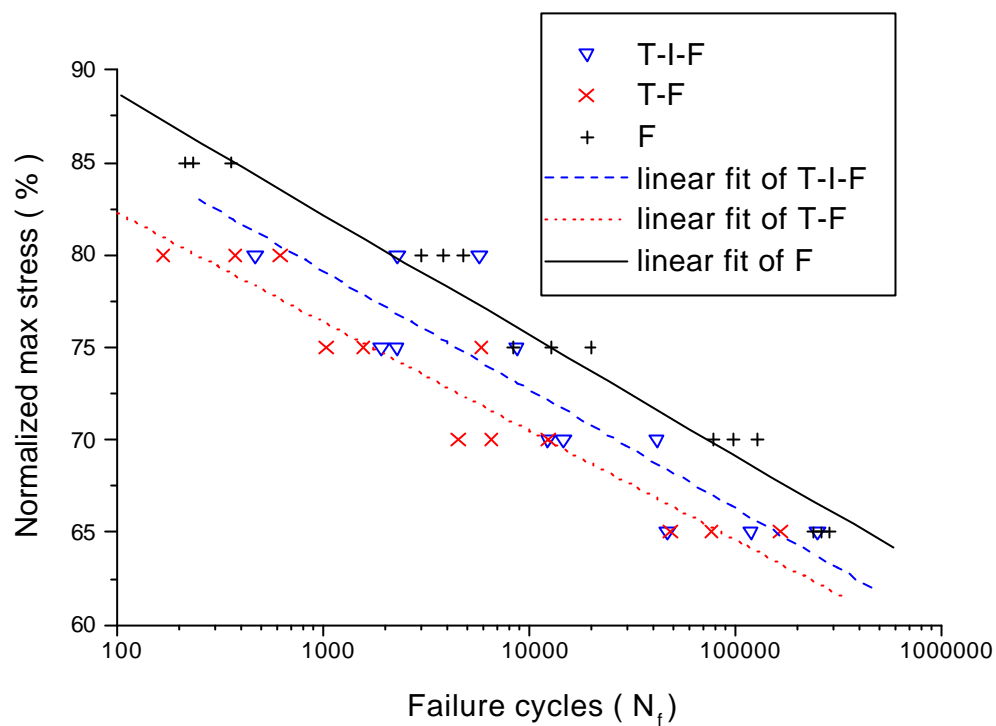


圖4-28 原始試片與預扭及低能量衝擊交互作用後(F, TF, TIF)之 S-N疲勞壽命比較圖

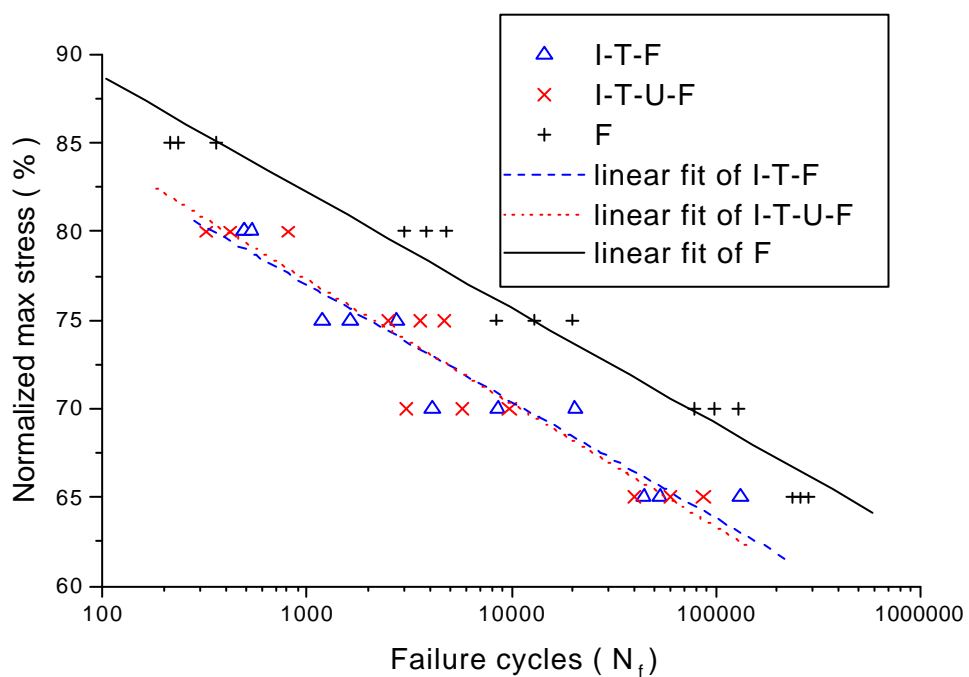


圖4-29 原始試片與低能量衝擊及預扭交互作用後(F, ITF, ITUF)之 S-N疲勞壽命比較圖

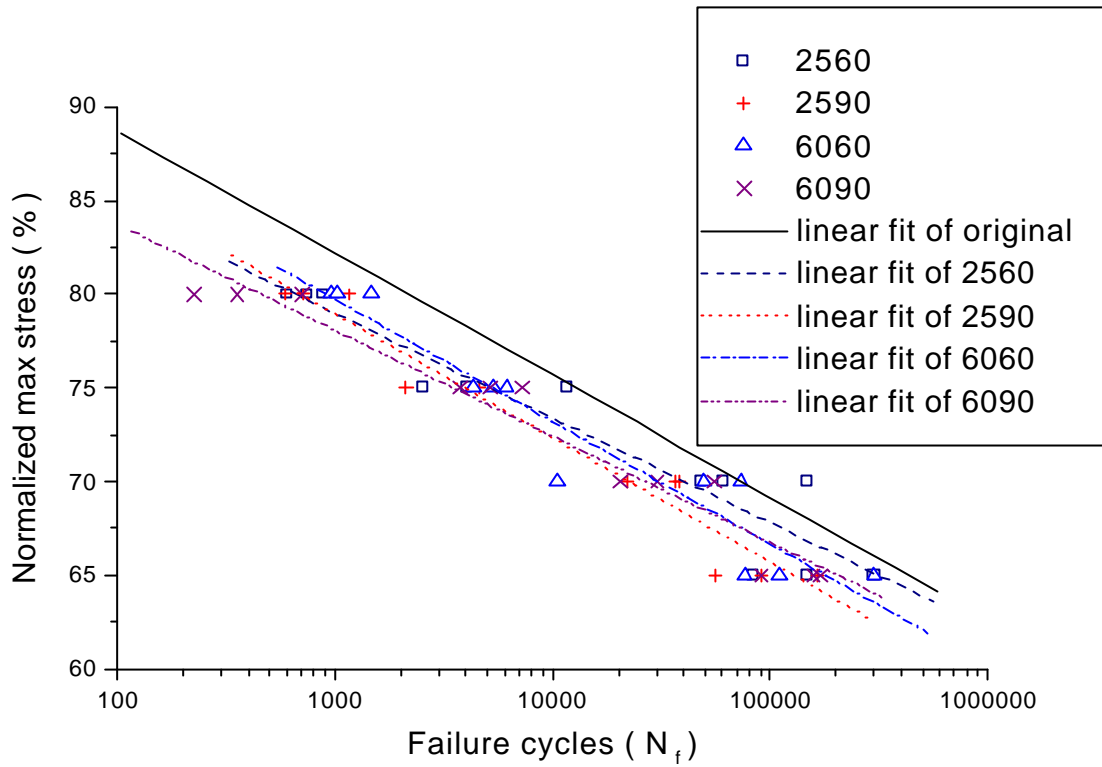


圖4-30 原始試片與不同的溫度溼度作用之S-N疲勞壽命比較圖

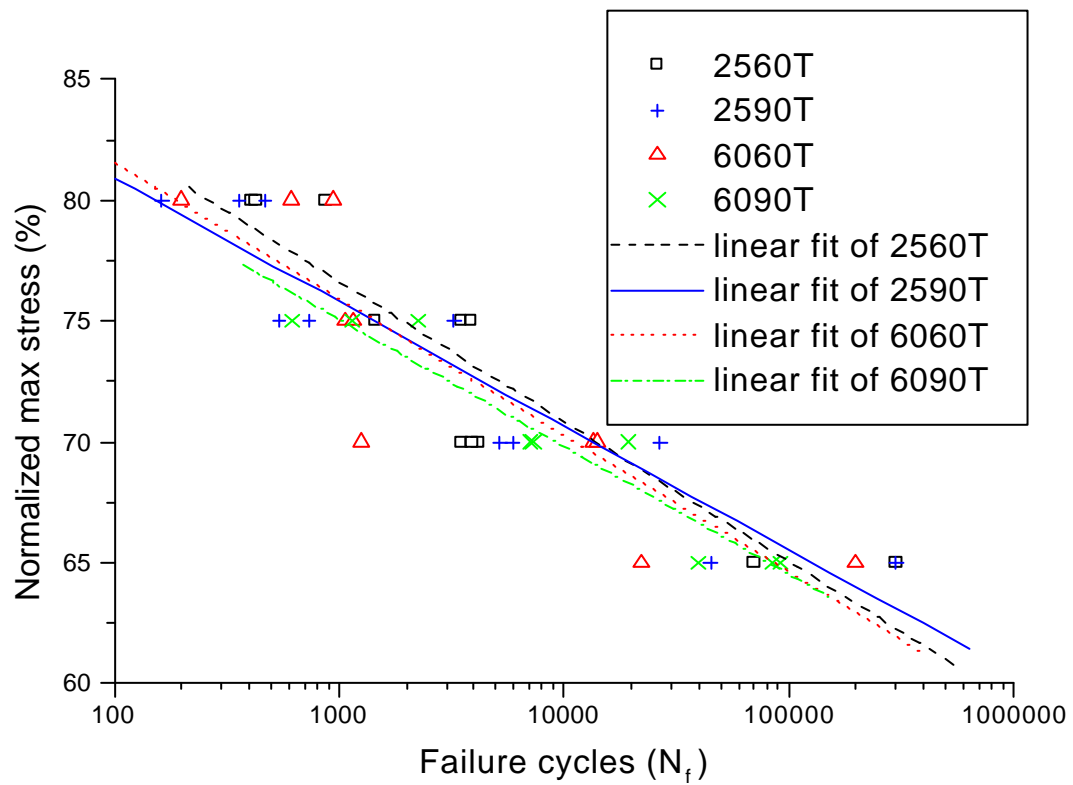


圖4-31 試片先經溫溼度處理再經扭轉作用之S-N疲勞壽命比較圖

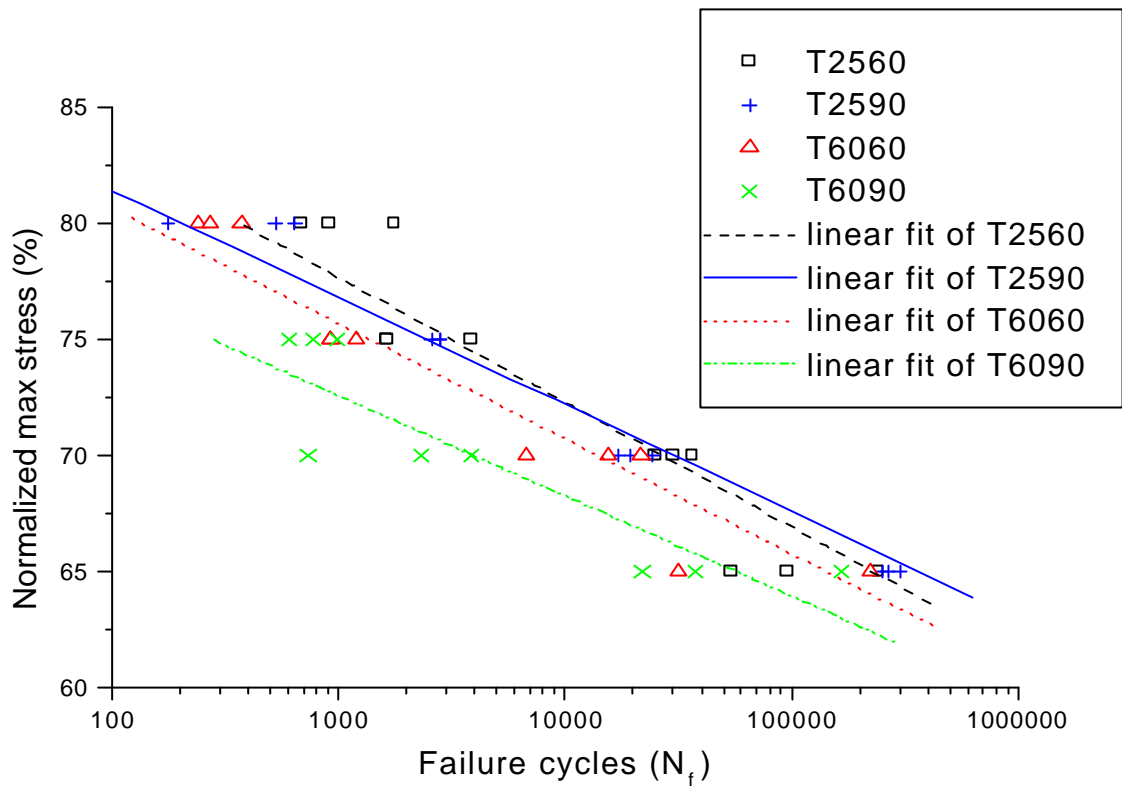


圖4-32 試片先經扭轉作用再經溫溼度處理之S-N疲勞壽命比較圖

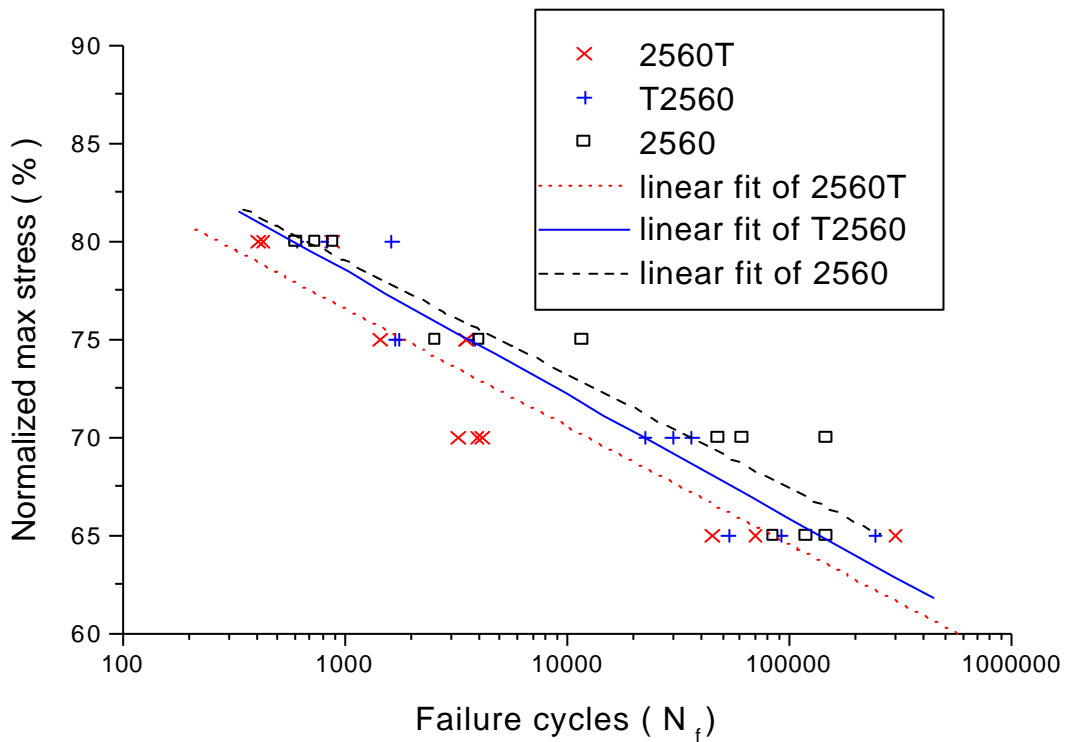


圖4-33 試片經25°C, 60%RH及預扭交互作用之S-N疲勞壽命比較圖

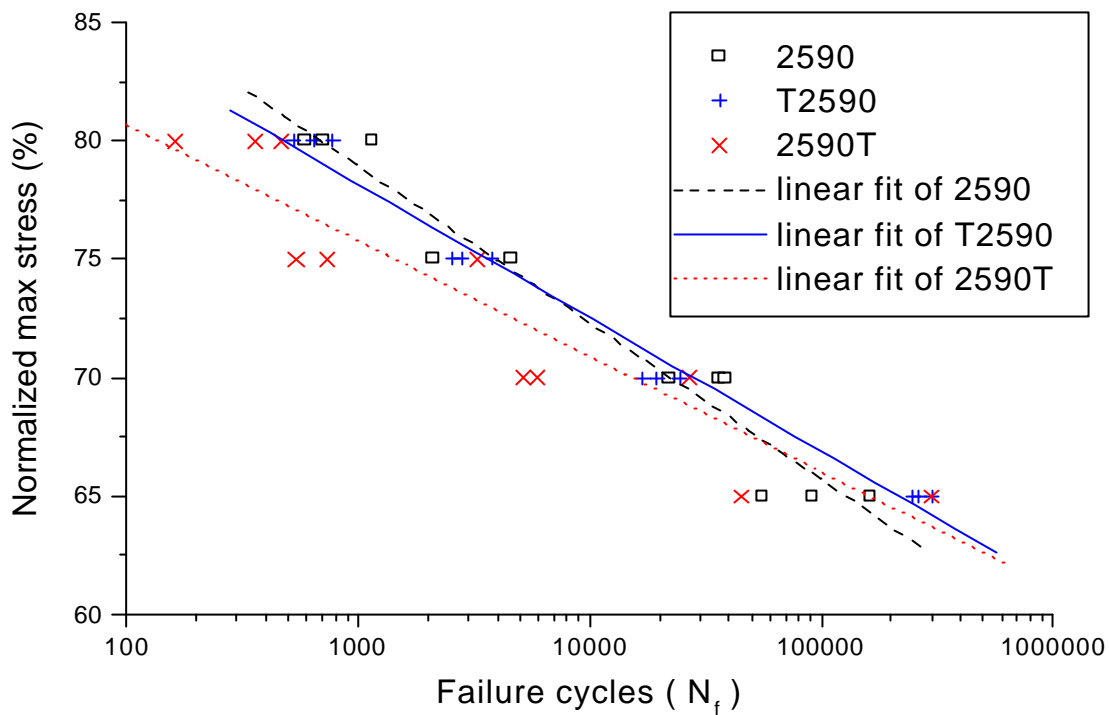


圖4-34 試片經25°C, 90%RH及預扭交互作用之S-N疲勞壽命比較圖

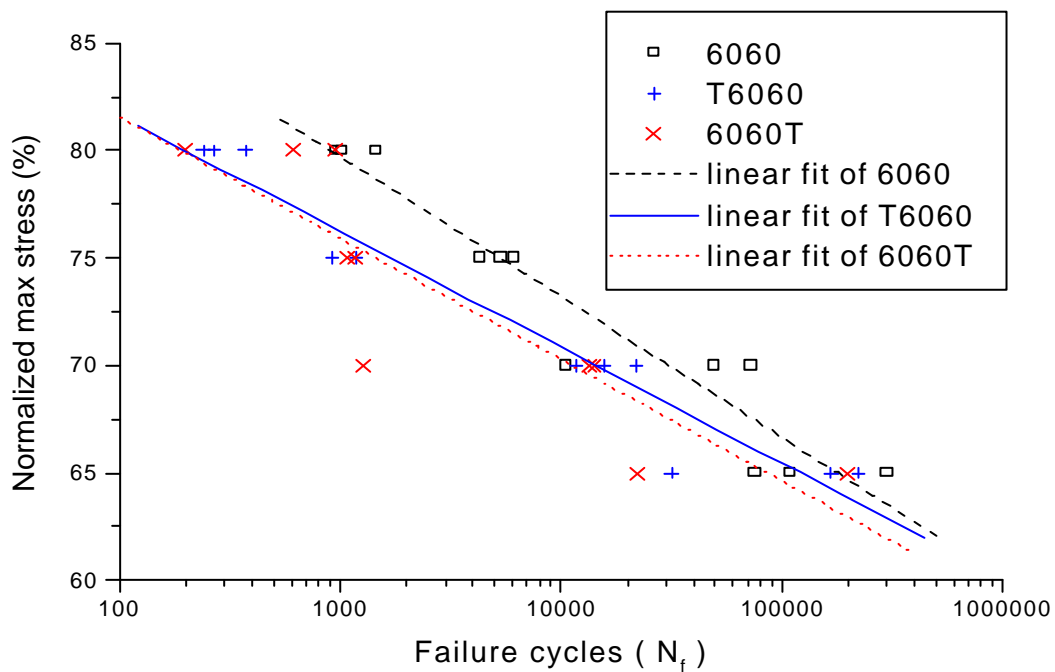


圖4-35 試片經60°C, 60%RH及預扭交互作用之S-N疲勞壽命比較圖

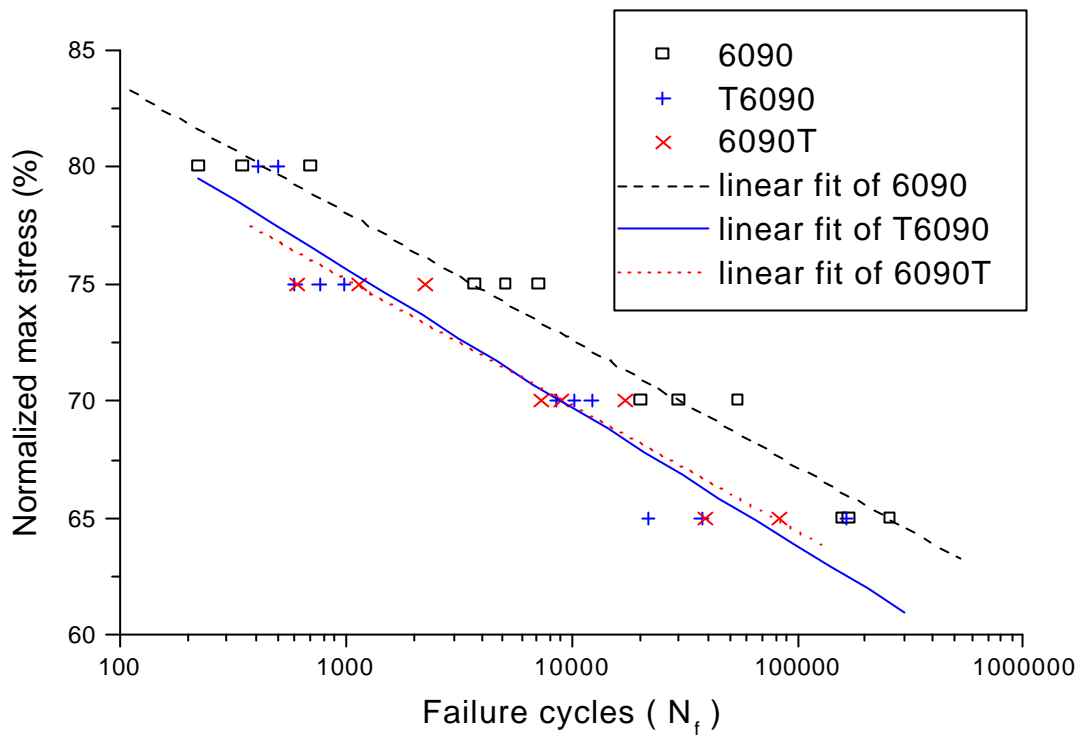


圖4-36 試片經60°C, 90%RH及預扭交互作用之S-N疲勞壽命比較圖

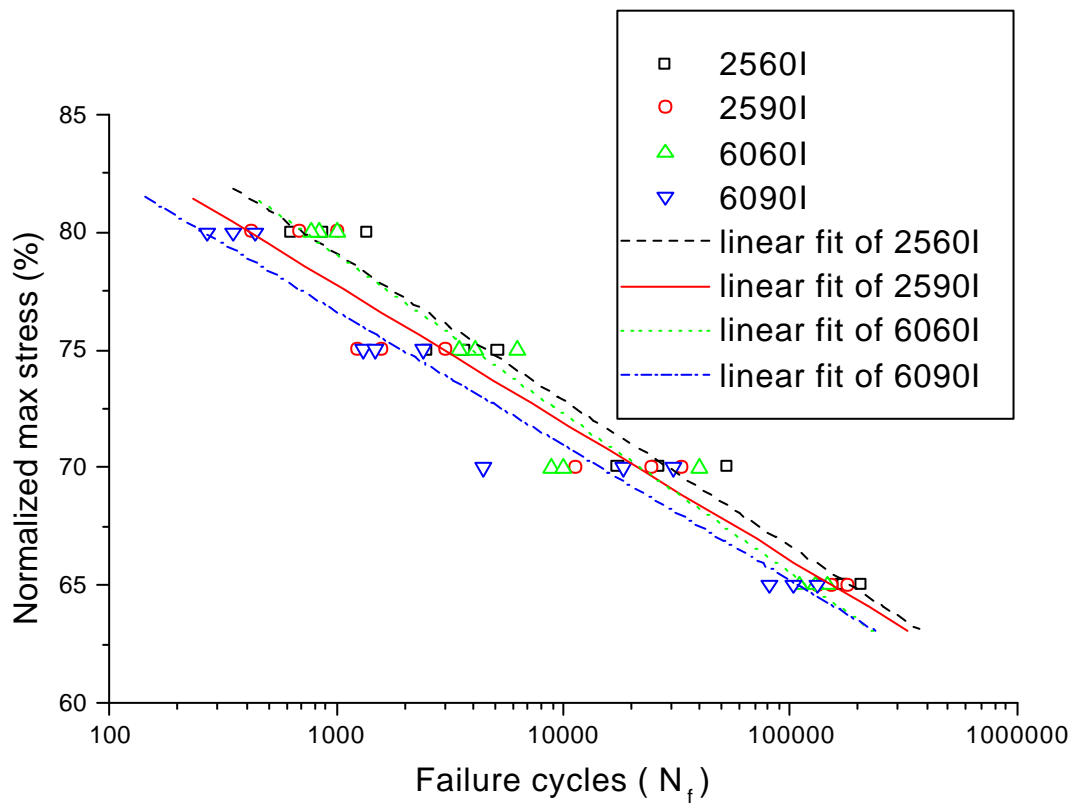


圖 4-37 試片經溫溼度處理再經低能量衝擊之S-N疲勞壽命比較圖

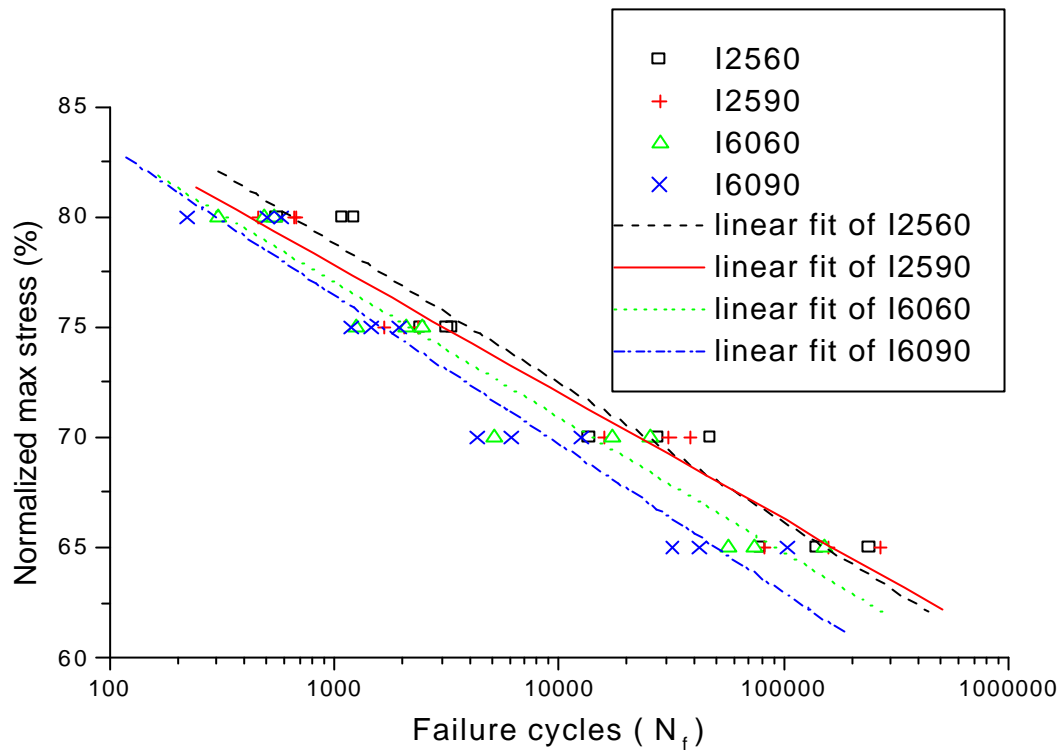


圖 4-38 試片經低能量衝擊再經溫溼度處理之S-N疲勞壽命比較圖

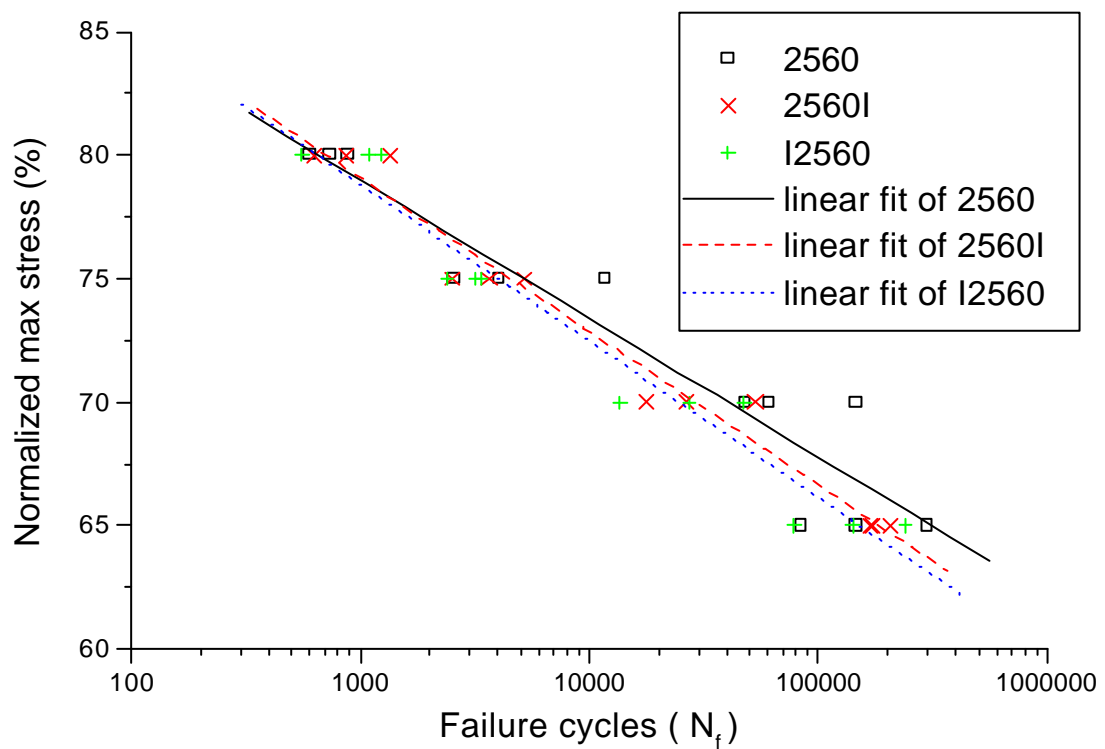


圖4-39 試片經25°C, 60%RH及低能量衝擊交互作用之S-N疲勞壽命比較圖

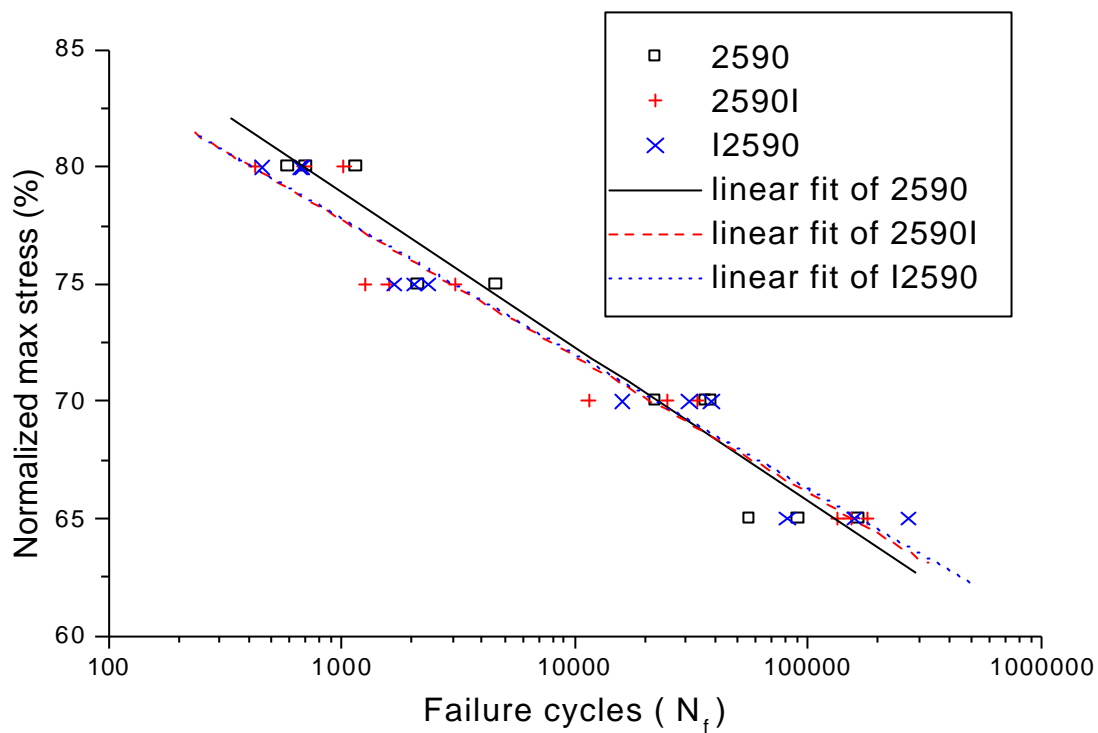


圖4-40 試片經25°C, 90%RH及低能量衝擊交互作用之S-N疲勞壽命比較圖

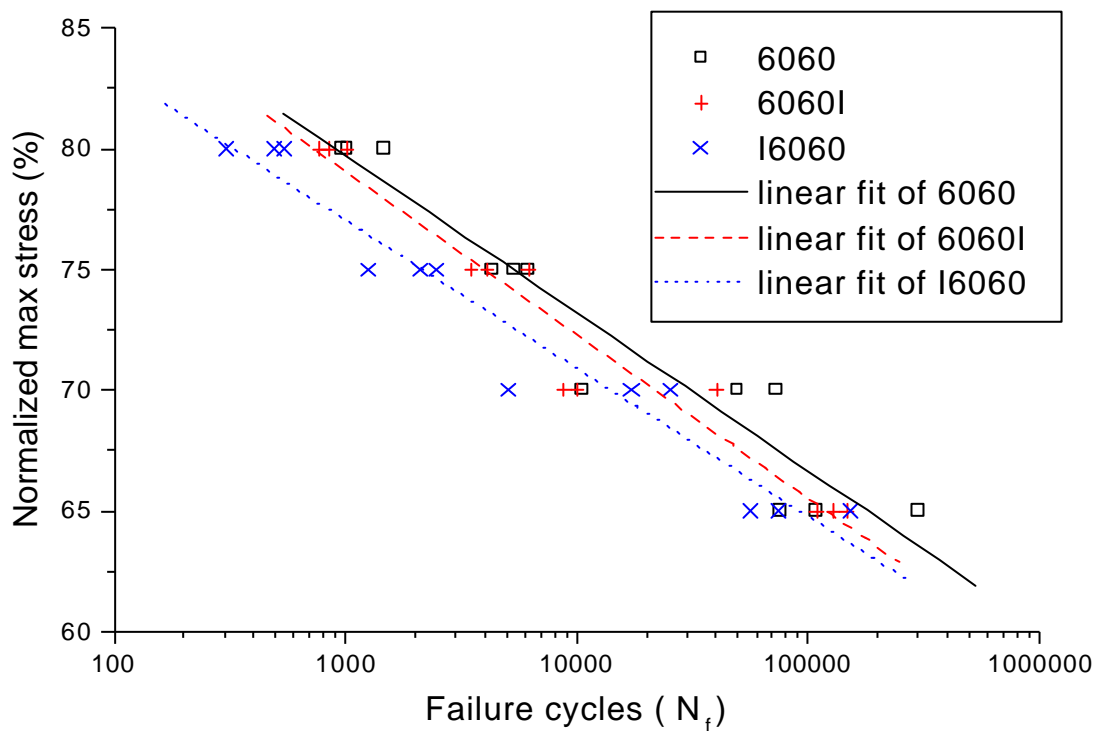


圖4-41 試片經60°C, 60%RH及低能量衝擊交互作用之S-N疲勞壽命比較圖

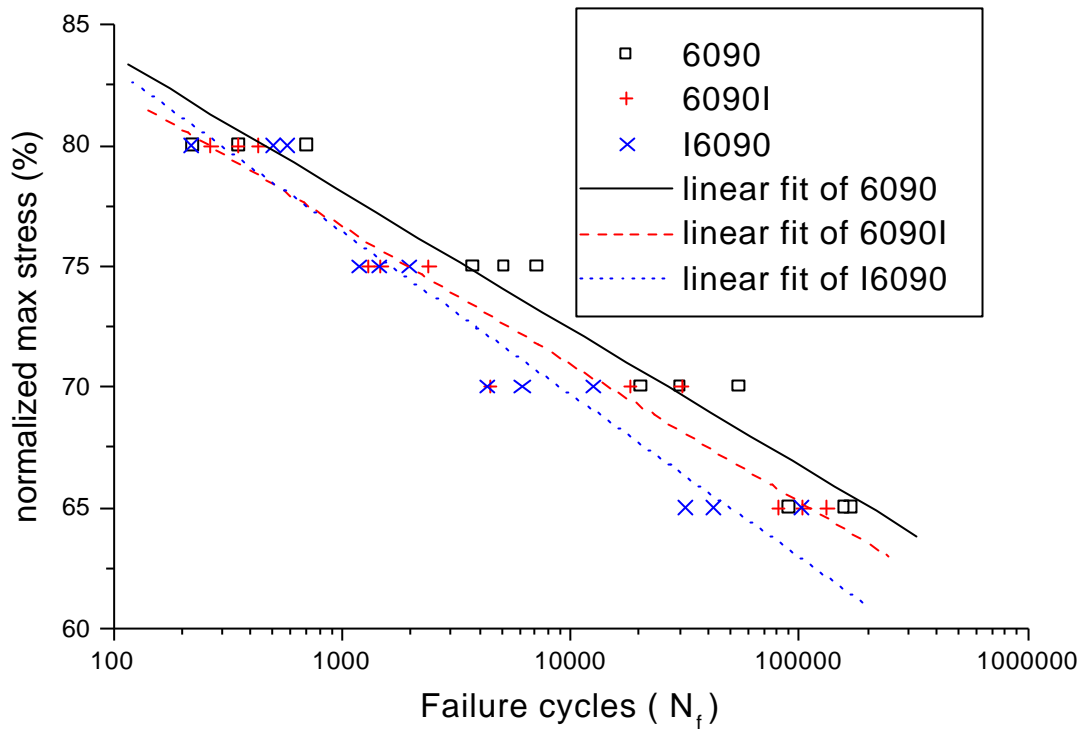


圖4-42 試片經60°C, 90%RH及低能量衝擊交互作用之S-N疲勞壽命比較圖

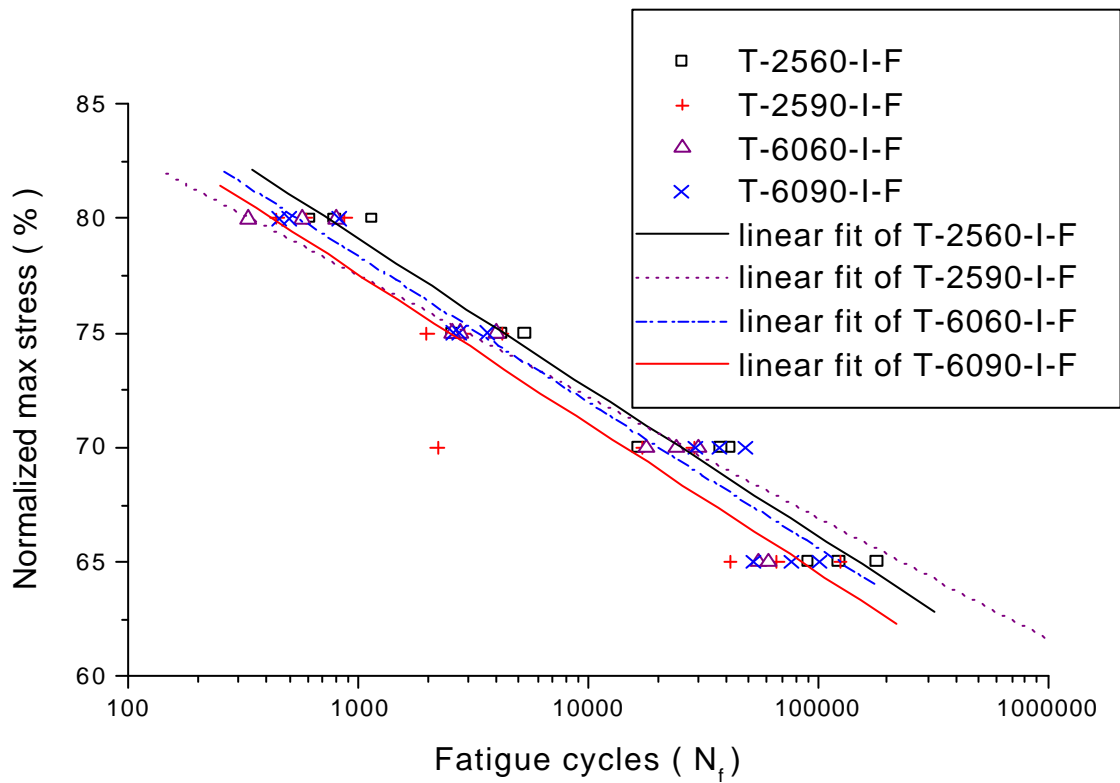


圖4-43 試片經預扭再溫溼度處理再受低能量衝擊交互作用之S-N疲勞壽命比較圖

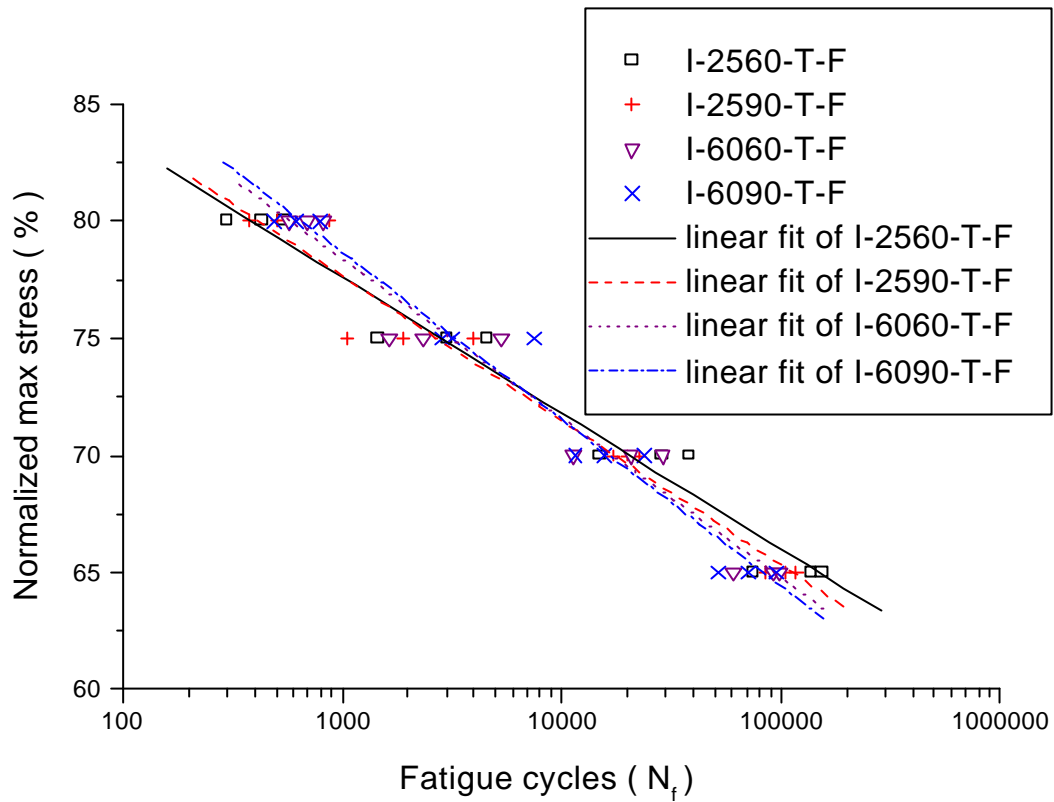


圖4-44 試片經低能量衝擊再溫溼度處理再受扭轉交互作用之 S-N疲勞壽命比較圖

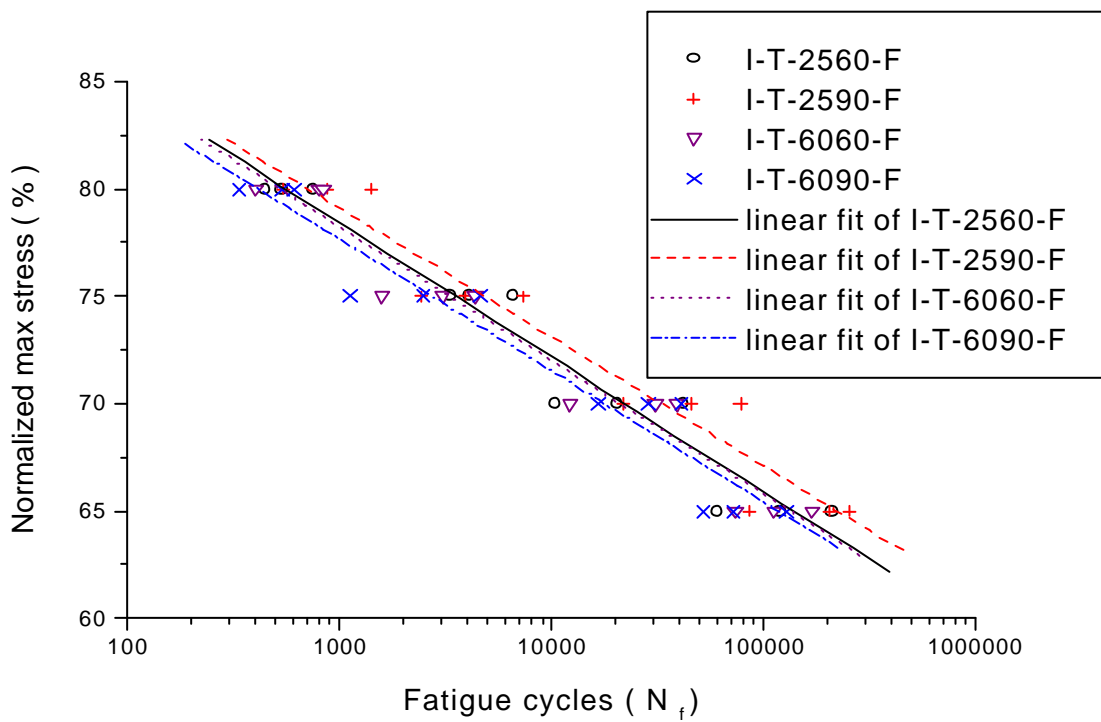


圖4-45 試片經低能量衝擊再扭轉再受溫溼度處理交互作用之 S-N疲勞壽命比較圖

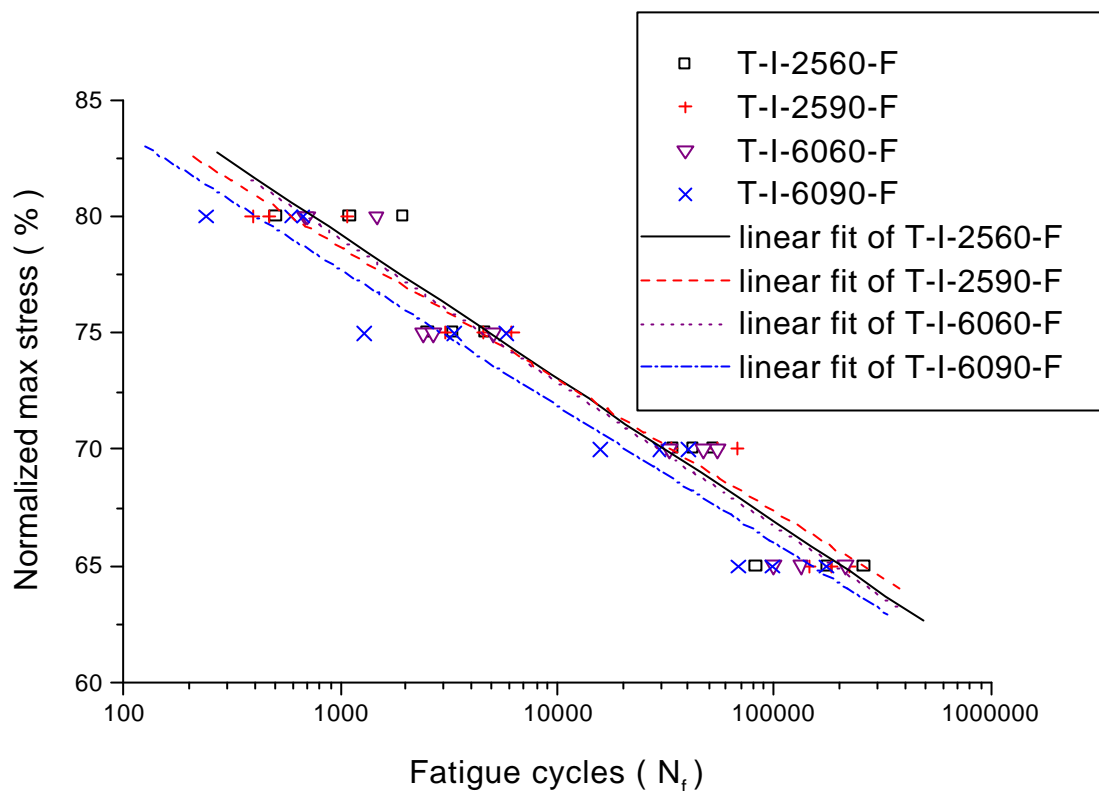


圖4-46 試片經預扭再低能量衝擊再受溫溼度處理交互作用之 S-N疲勞壽命比較圖

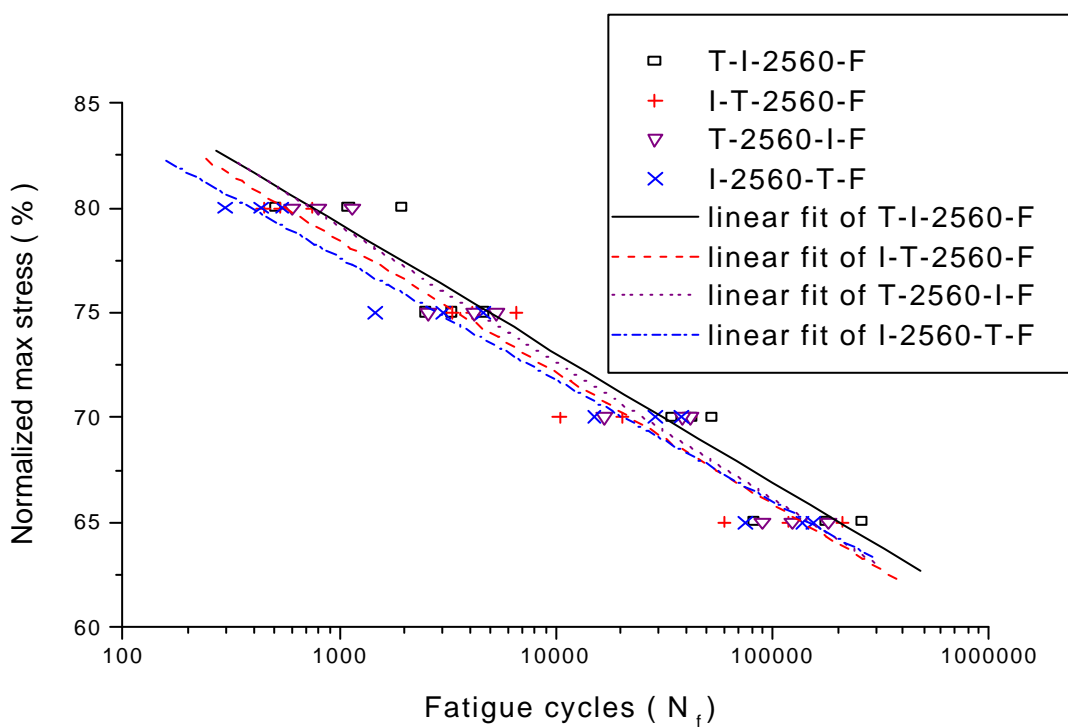


圖4-47 試片經25°C, 60%RH及低能量衝擊與扭轉交互作用之 S-N疲勞壽命比較圖

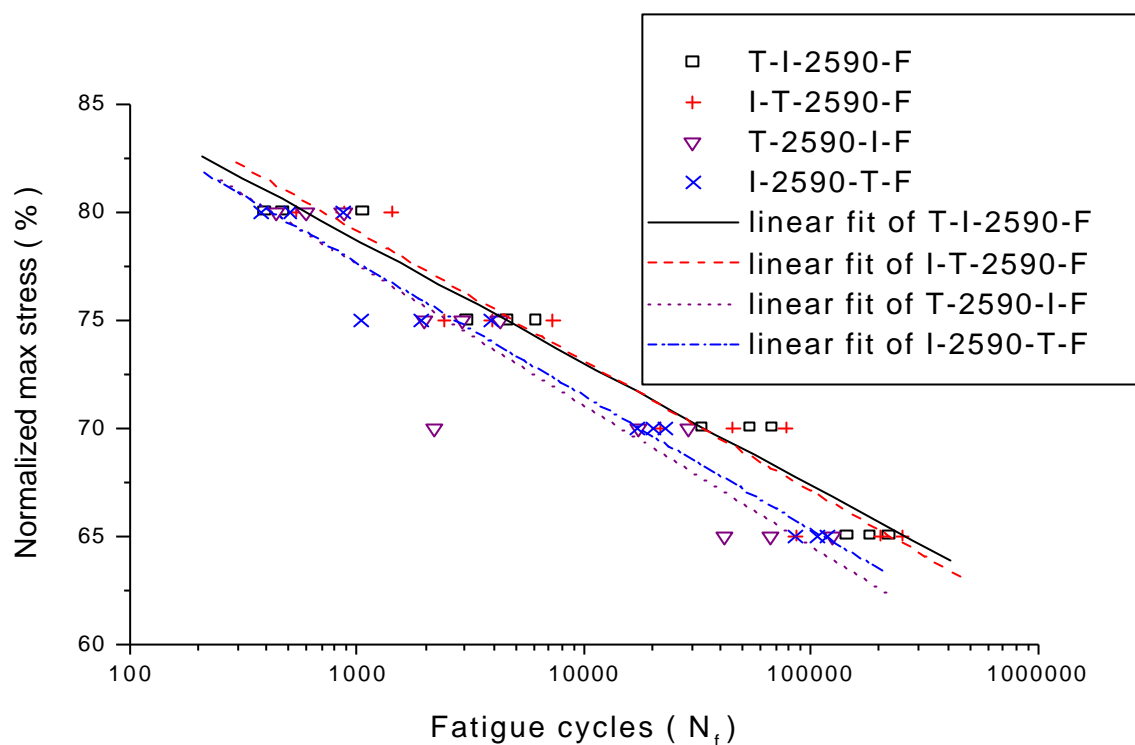


圖4-48 試片經25°C, 90%RH及低能量衝擊與扭轉交互作用之 S-N疲勞壽命比較圖

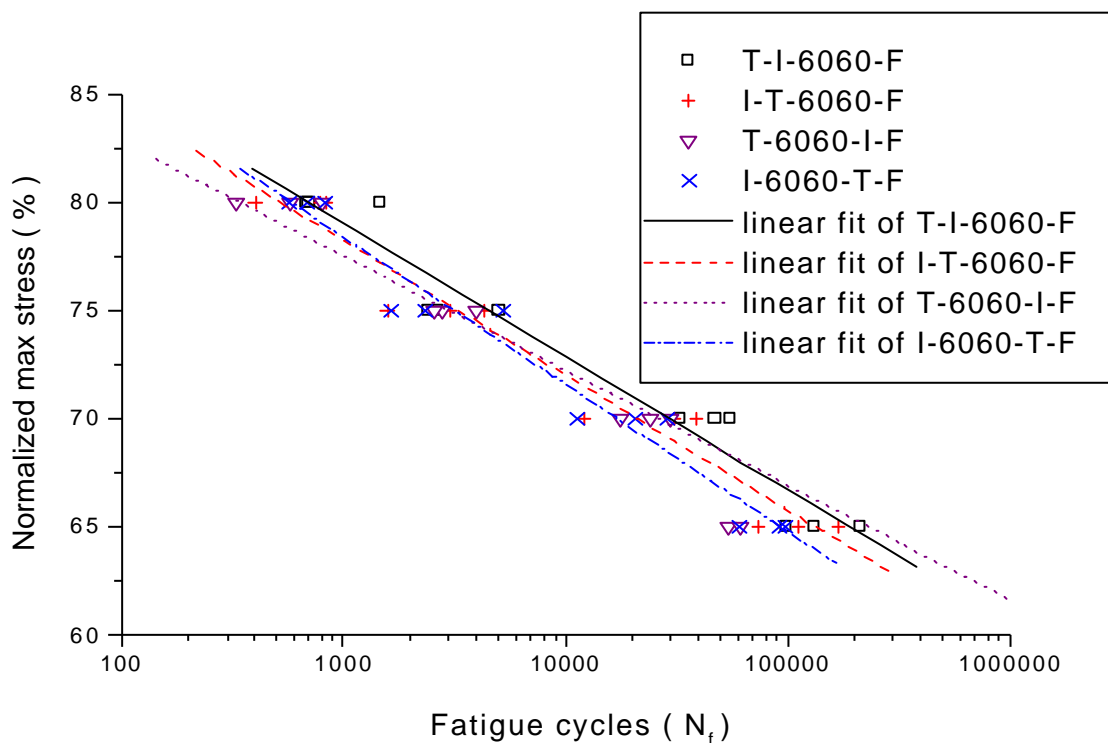


圖4-49 試片經60°C, 60%RH及低能量衝擊與扭轉交互作用之 S-N疲勞壽命比較圖

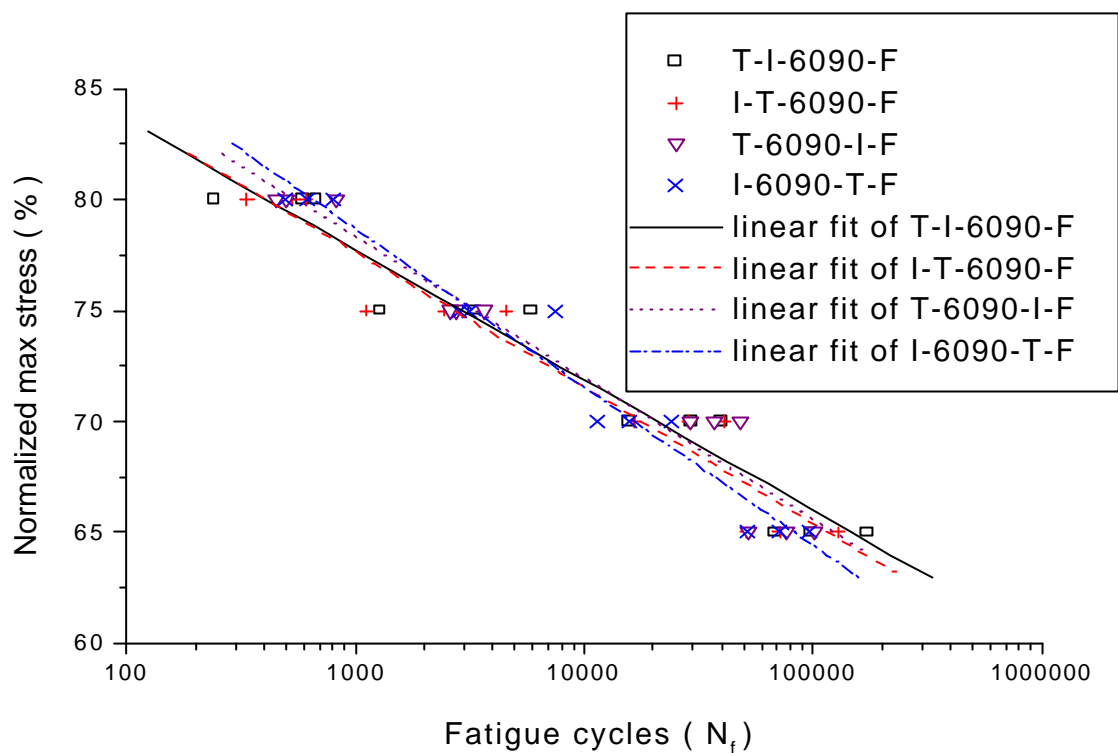


圖4-50 試片經60°C, 90%RH及低能量衝擊與扭轉交互作用之S-N疲勞壽命比較圖

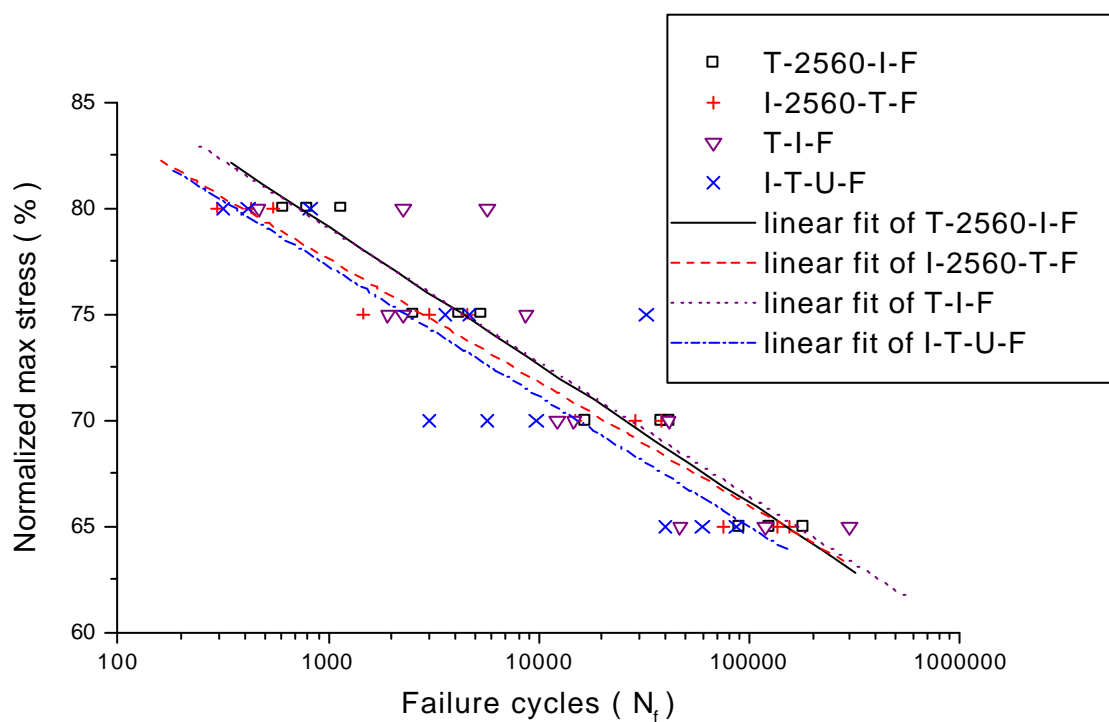


圖4-51 試片未經溫溼度處理與經25°C, 60%RH受到低能量衝擊與扭轉交互作用之S-N疲勞壽命比較圖

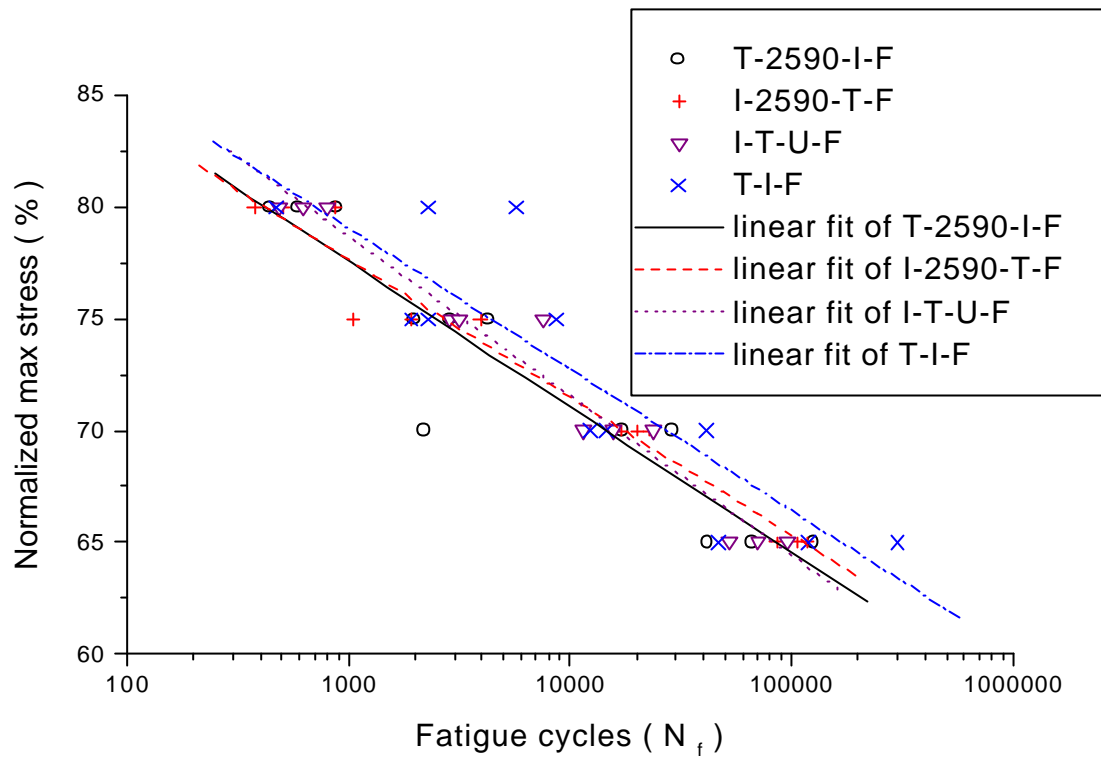


圖4-52 試片未經溫溼度處理與經25°C, 90%RH受到低能量衝擊與扭轉交互作用之S-N疲勞壽命比較圖

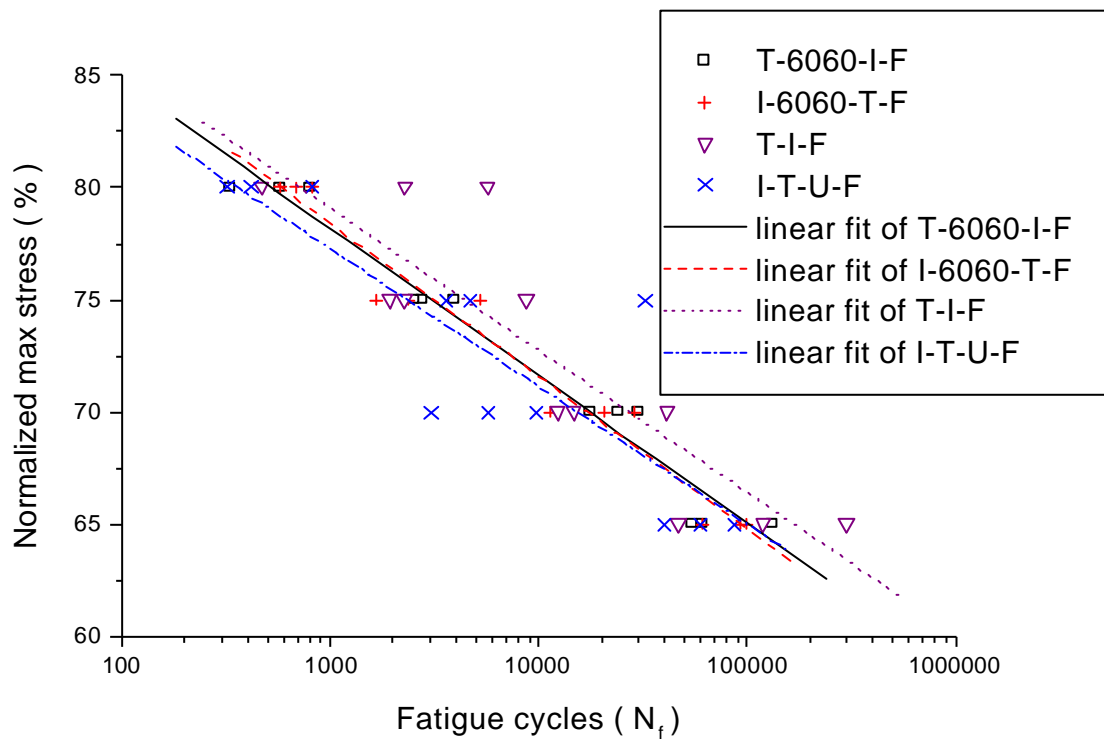


圖4-53 試片未經溫溼度處理與經60°C, 60%RH受到低能量衝擊與扭轉交互作用之S-N疲勞壽命比較圖

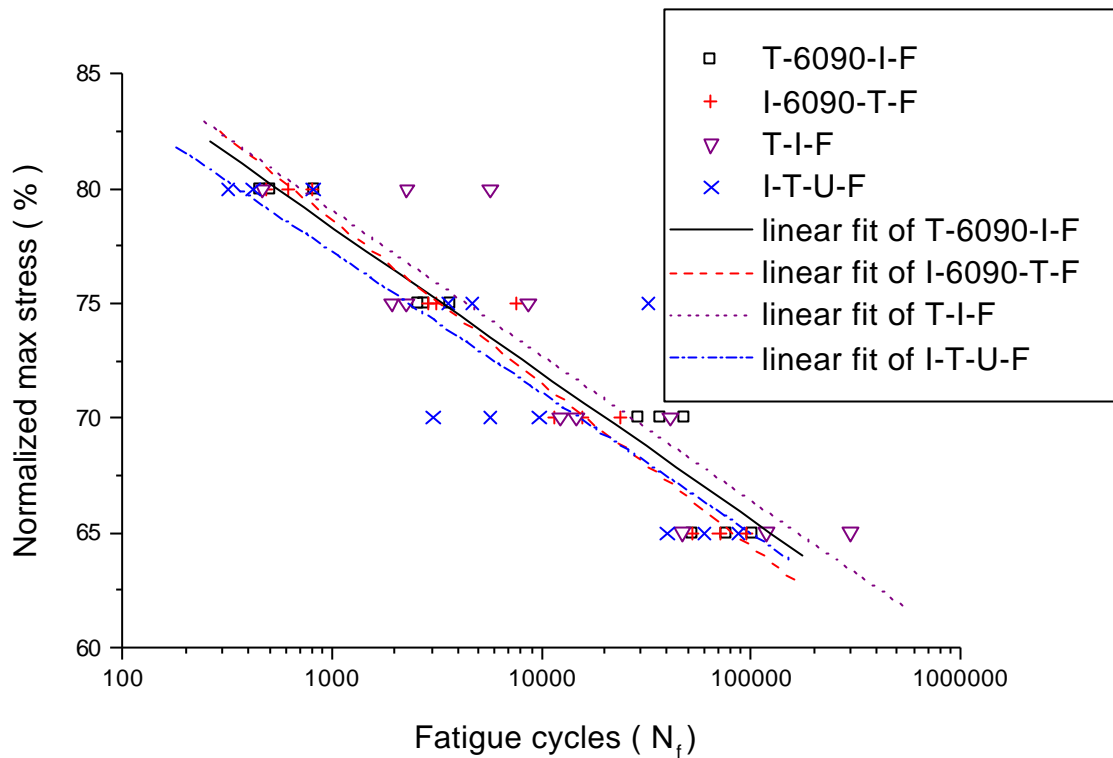


圖4-54 試片未經溫溼度處理與經60°C, 90%RH受到低能量衝擊與扭轉交互作用之S-N疲勞壽命比較圖

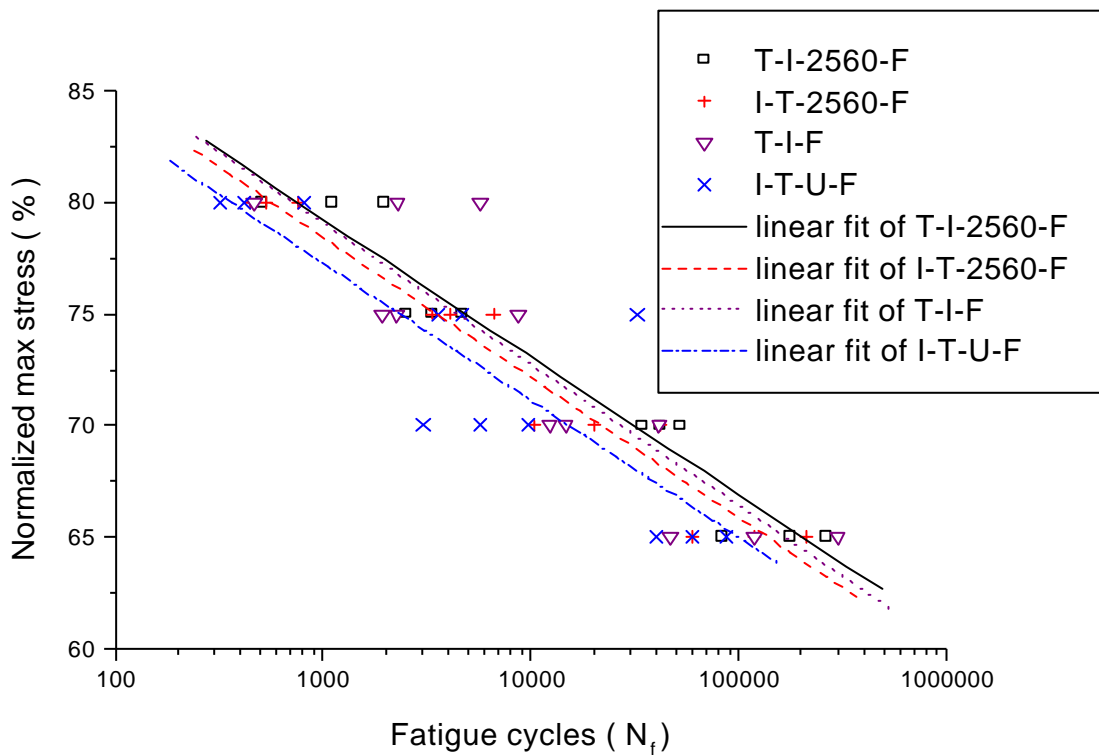


圖4-55 試片受到低能量衝擊與扭轉交互作用未經溫溼度處理與經25°C, 60%RH之S-N疲勞壽命比較圖

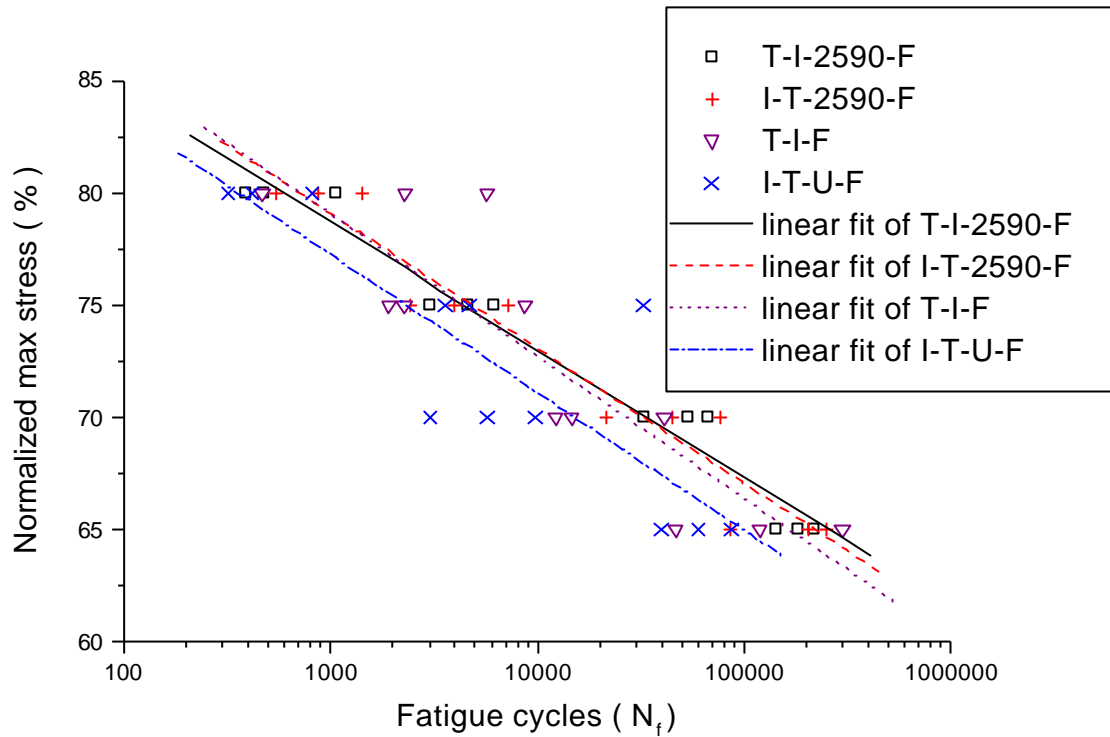


圖4-56 試片受到低能量衝擊與扭轉交互作用未經溫溼度處理與經25°C, 90%RH之S-N疲勞壽命比較圖

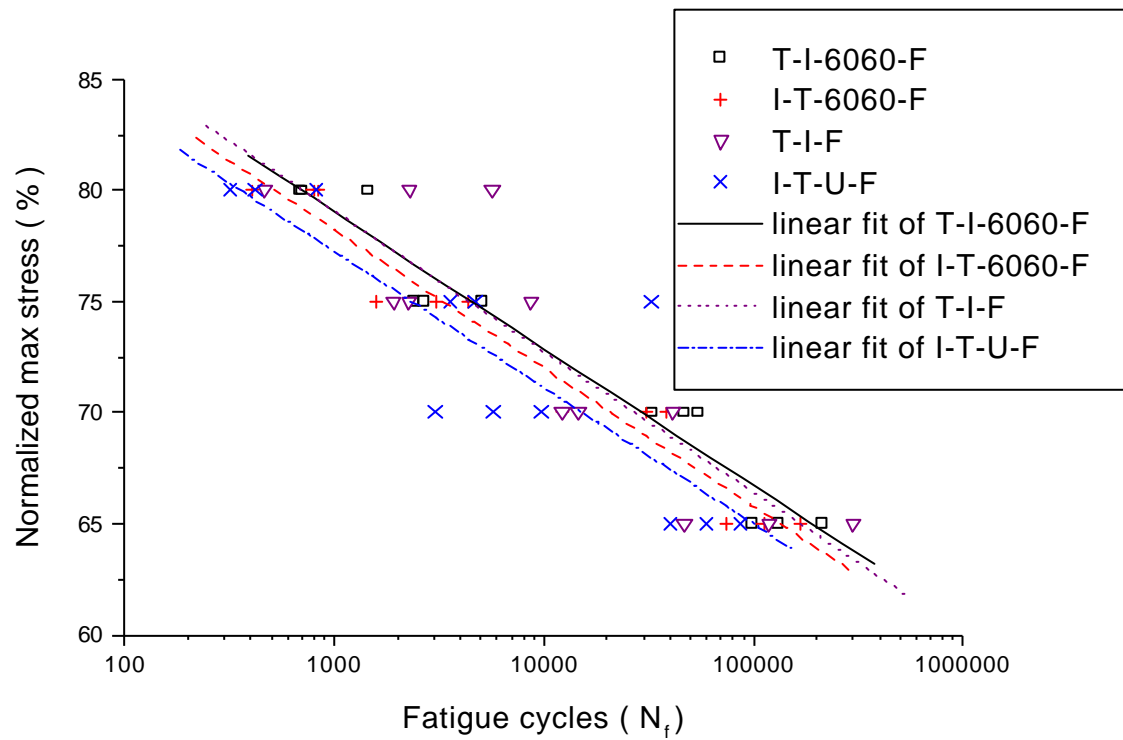


圖4-57 試片受到低能量衝擊與扭轉交互作用未經溫溼度處理與經60°C, 60%RH之S-N疲勞壽命比較圖

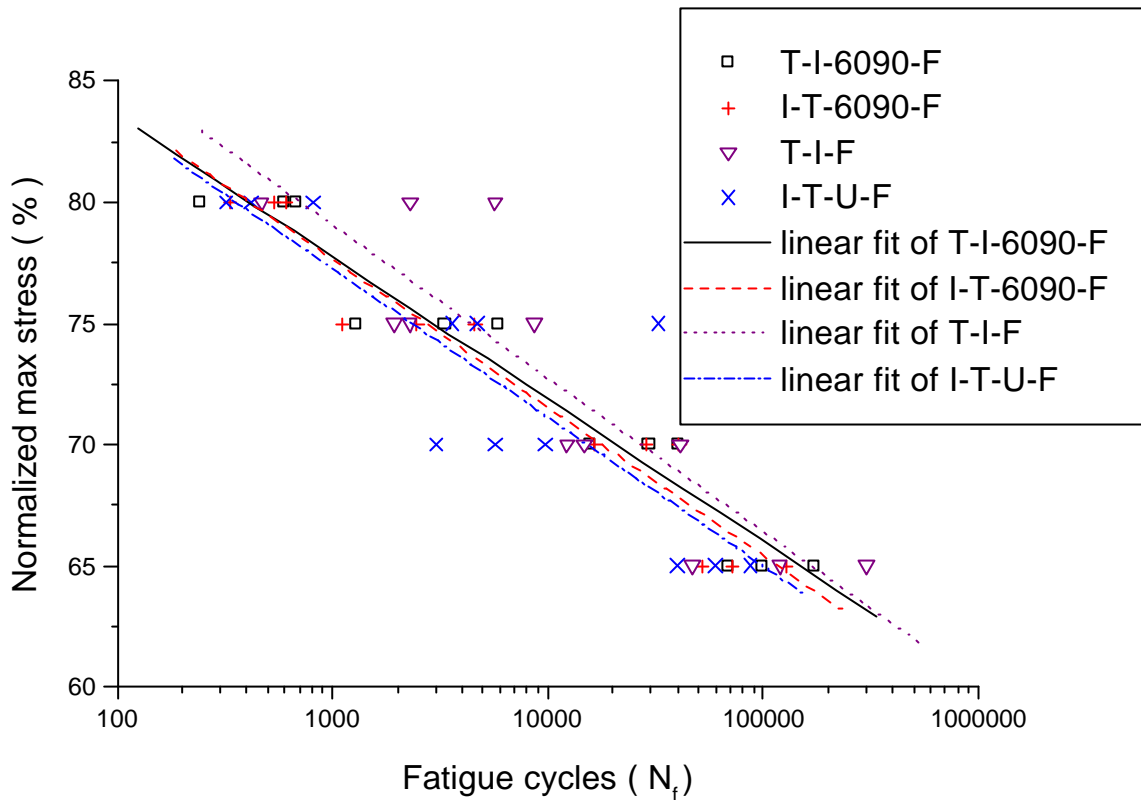


圖4-58 試片受到低能量衝擊與扭轉交互作用未經溫溼度處理與經60°C, 90%RH之S-N疲勞壽命比較圖

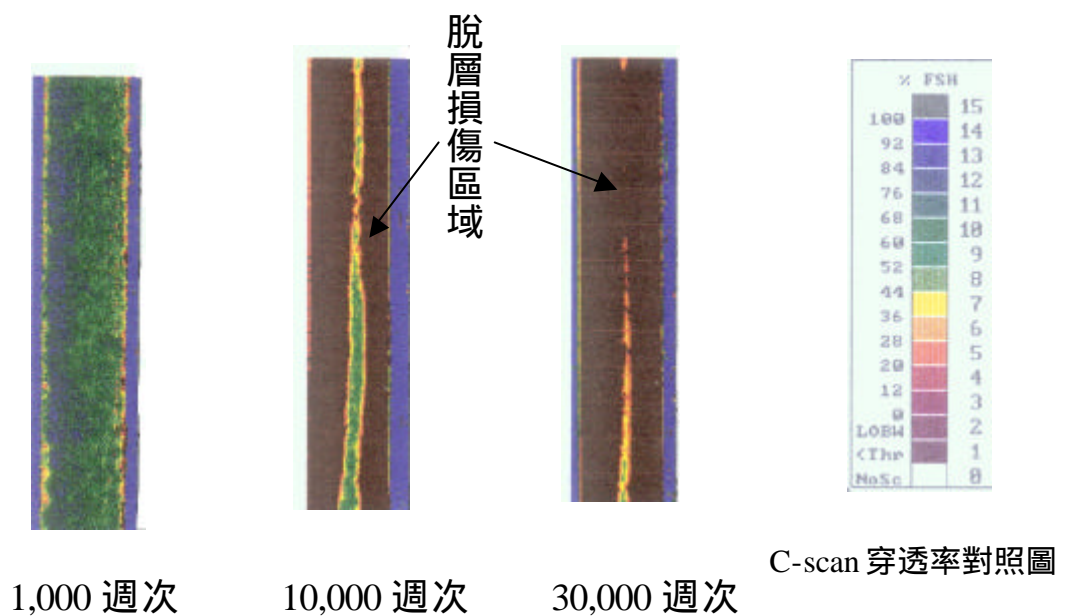


圖 4-59 以超音波 C-scan 掃描拉伸疲勞過程中的脫層情形 (原始試片F, 作用負荷: 60% UTS)

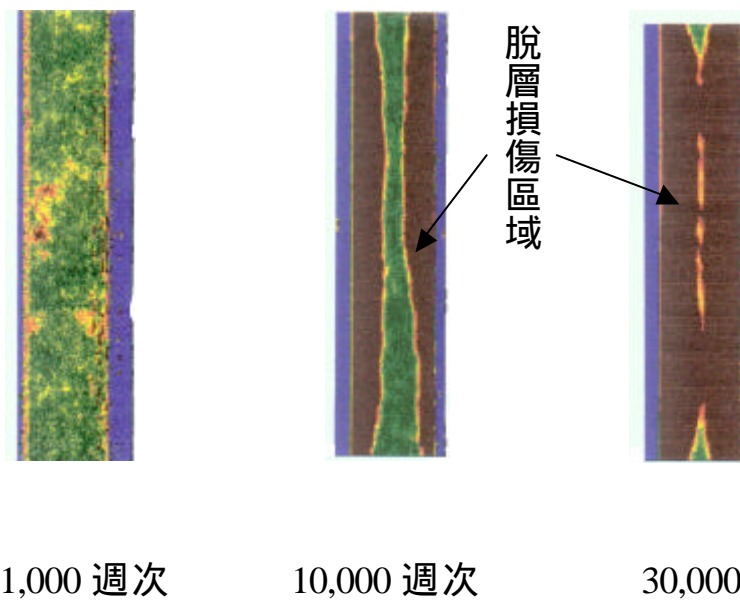


圖 4-60 以超音波 C-scan 掃描拉伸疲勞過程中的脫層情形
(預扭後釋放扭轉角 TF，作用負荷：60% UTS)

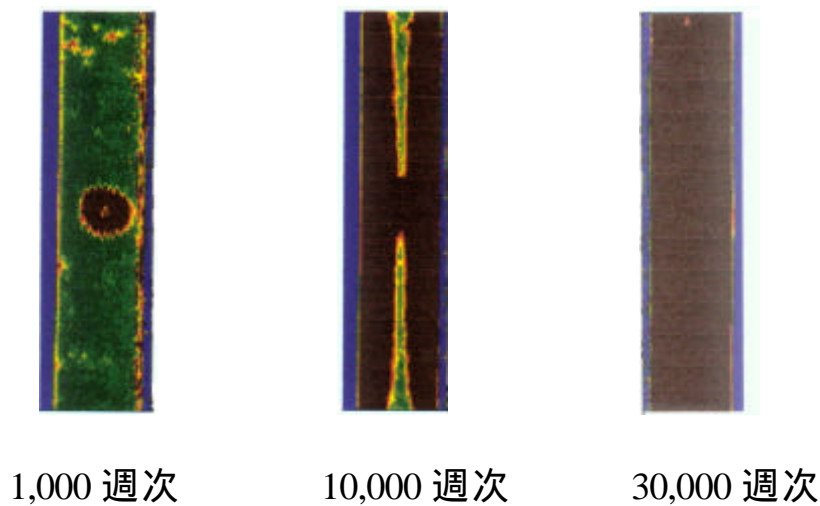
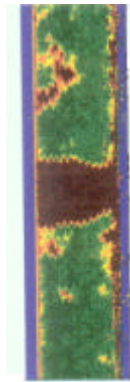
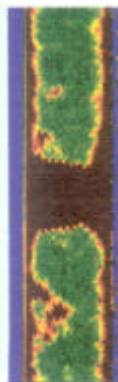


圖 4-61 以超音波 C-scan 掃描拉伸疲勞過程中的脫層情形
(受低能量衝擊IF，應力等級：65%UTS)



1,000 週次



10,000 週次

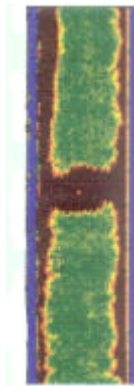


30,000 週次

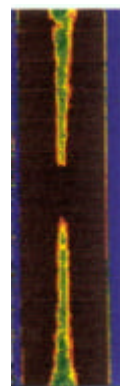
(a) ITF , 應力等級 : 65% UTS



1,000週次



10,000週次



30,000週次

(b) TIF , 應力等級 : 65% UTS

圖 4-62 以超音波 C-scan 掃描拉伸疲勞過程中的脫層情形

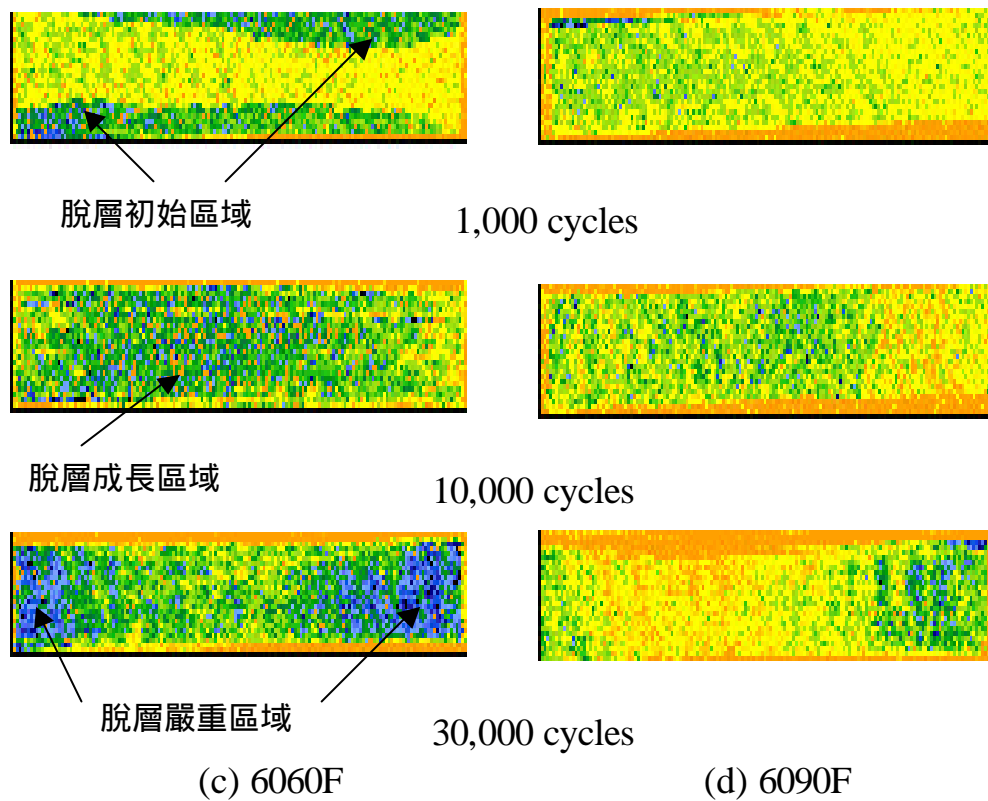
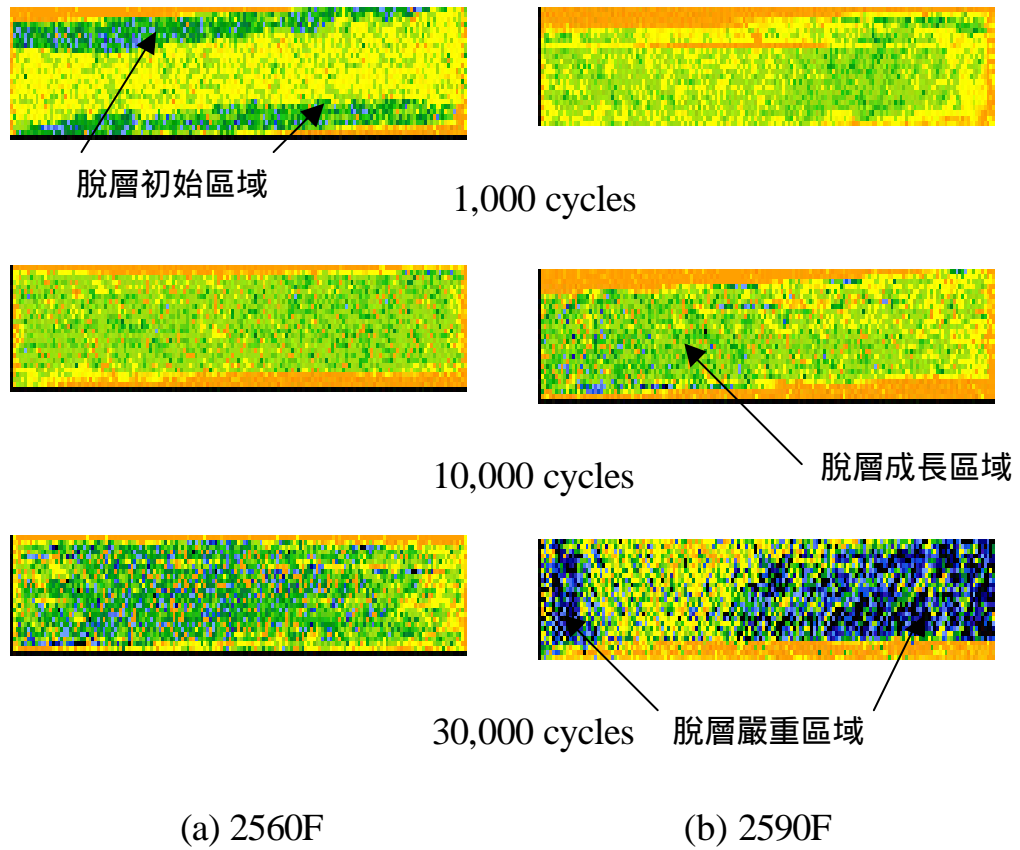
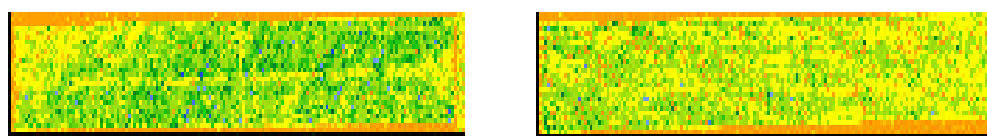
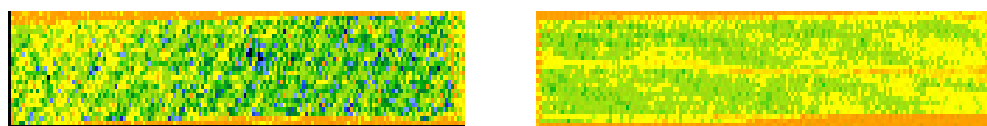


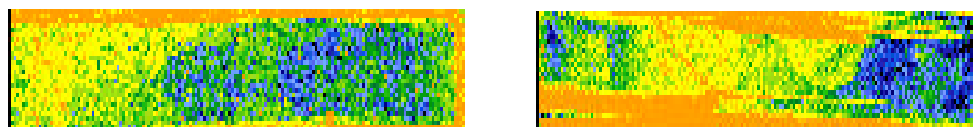
圖 4-63 經溫濕度作用後之試片應力等級為 65% UTS 之 C-scan 圖



1,000 cycles



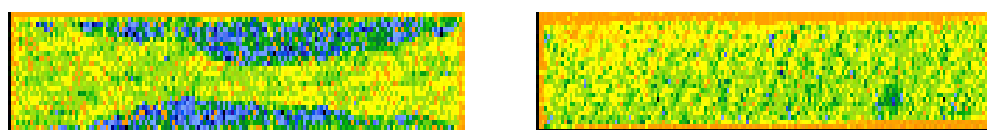
10,000 cycles



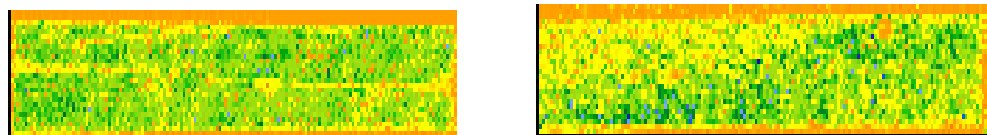
30,000 cycles

(a) 2560TF

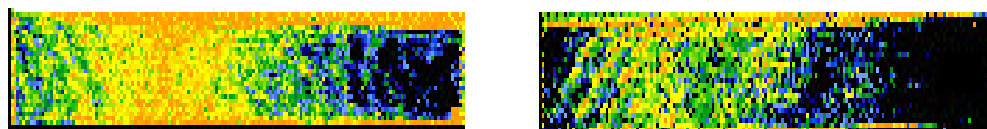
(b) 2590TF



1,000 cycles



10,000 cycles



30,000 cycles

30,0

(c) 6060TF

(d) 6090TF

圖 4-64 先經溫濕度處理再扭轉作用後 65% UTS 之試片 C-scan 圖

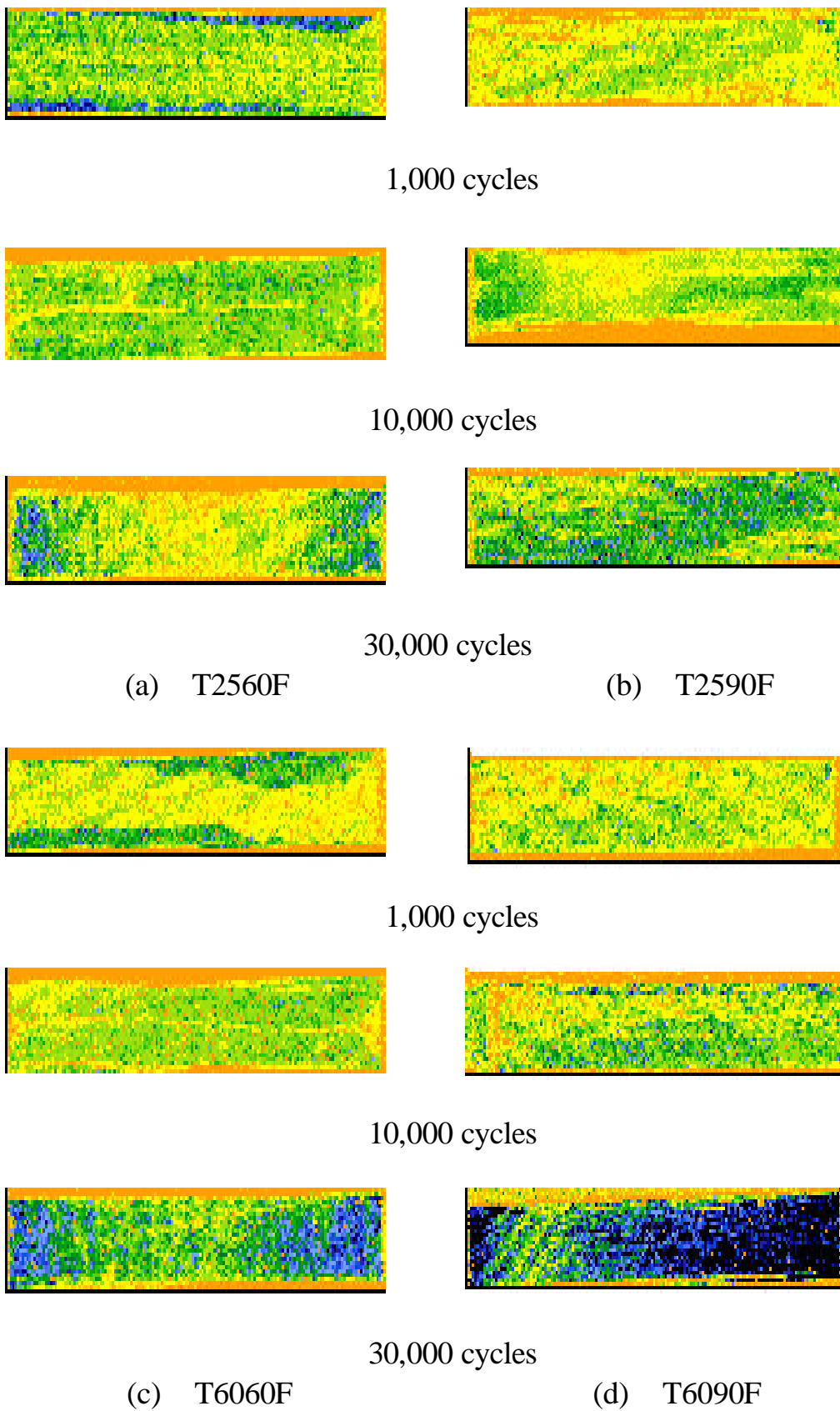


圖 4-65 先經預扭再受溫濕度處理後之試片 65% UTS 之 C-scan 圖

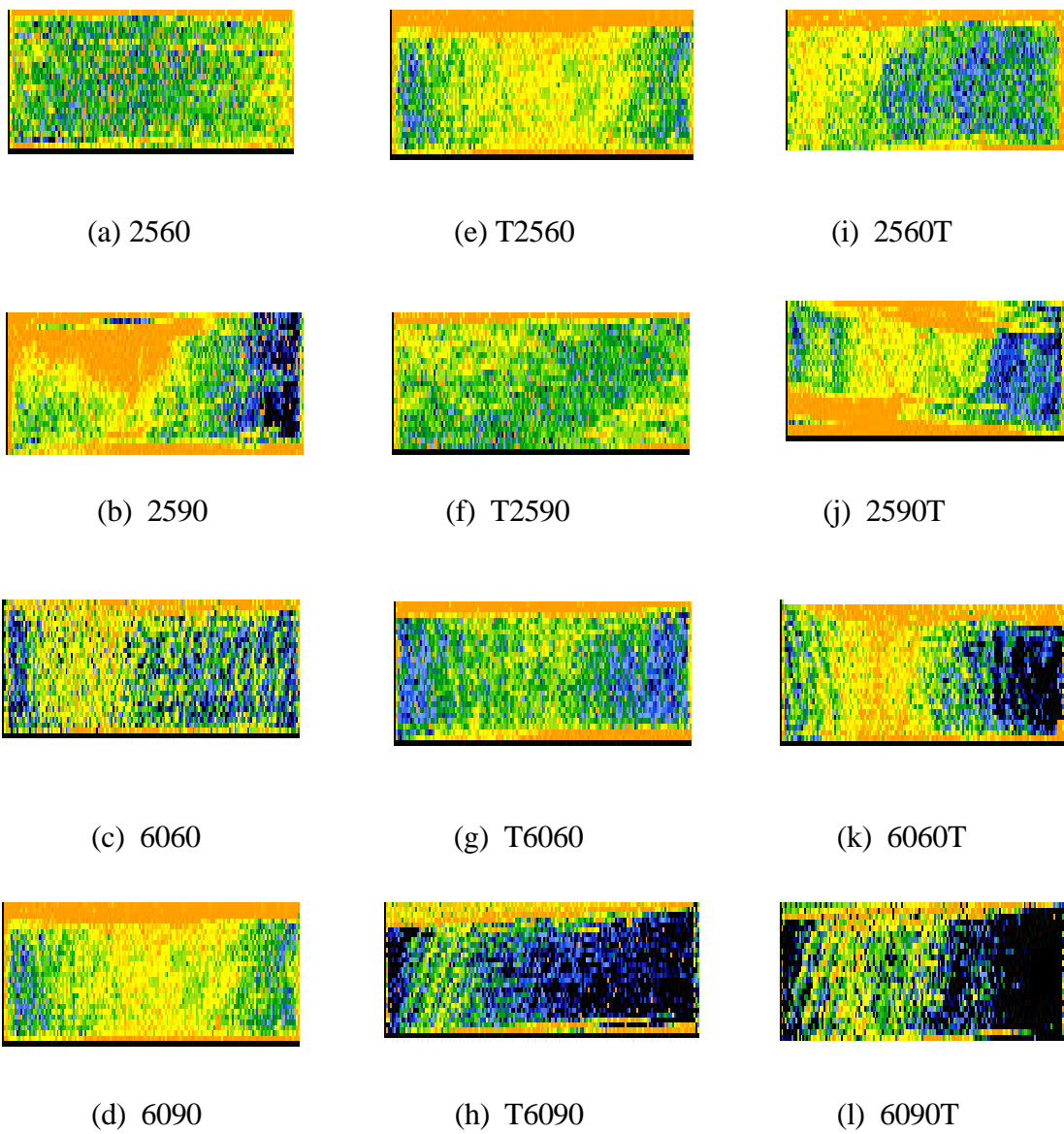


圖4-66 試片經預扭及溫溼度交互作用後於65% UTS 及30,000週次數之C-scan 比較圖

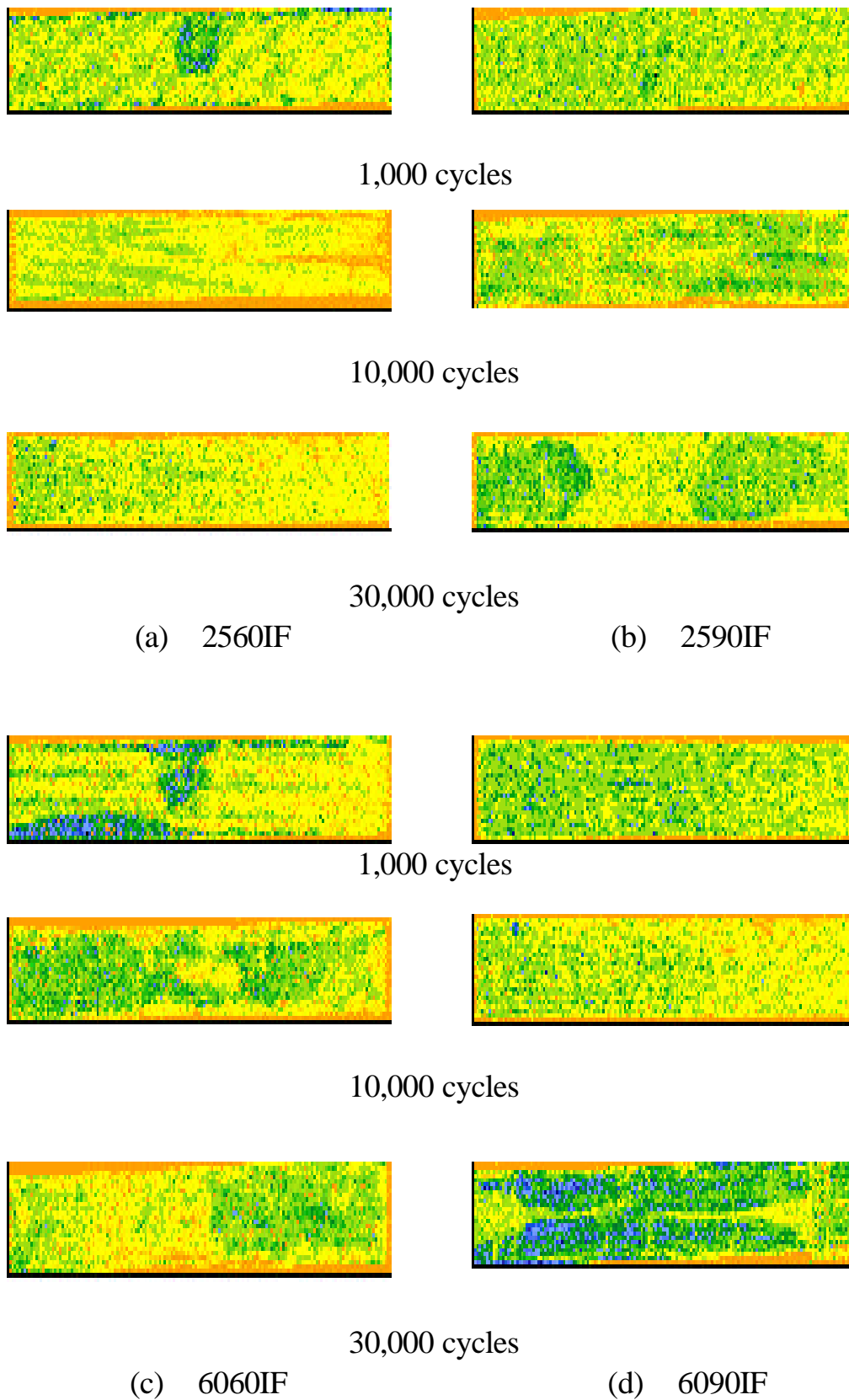


圖 4-67 試片先經溫濕度處理再受低能量衝擊 65% UTS 之 C-scan 圖

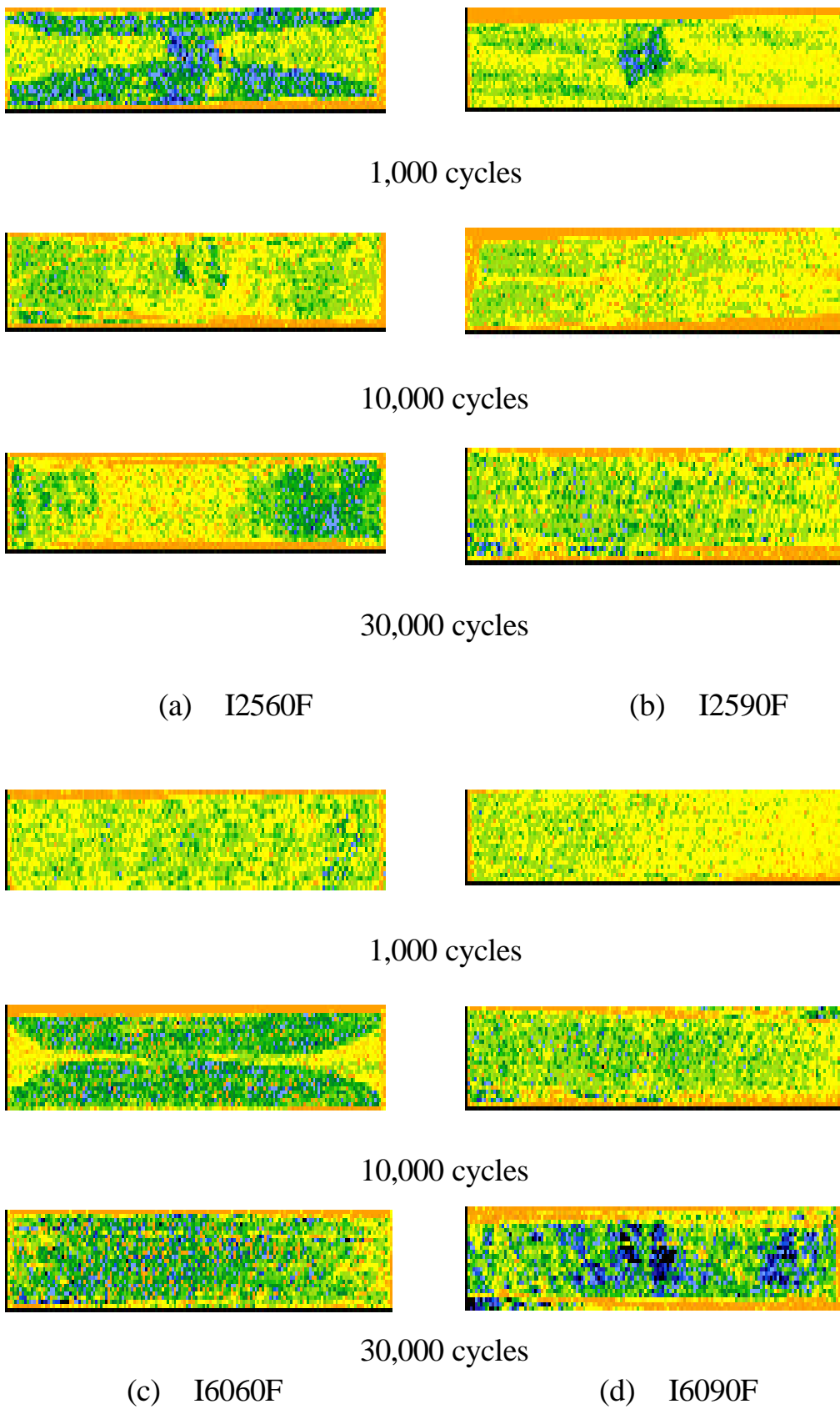
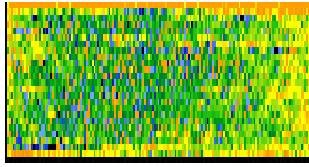
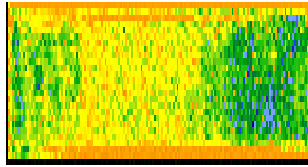


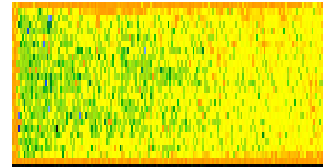
圖 4-68 試片先經低能量衝擊再受溫濕度處理 65% UTS 之 C-scan 圖



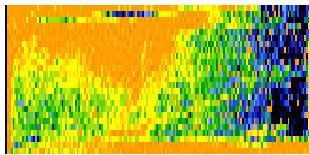
(a) 2560



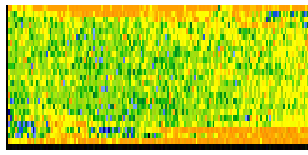
(e) I2560



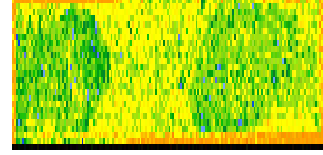
(i) 2560I



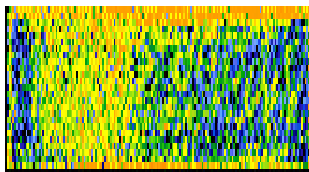
(b) 2590



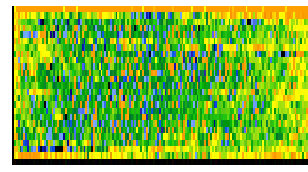
(f) I2590



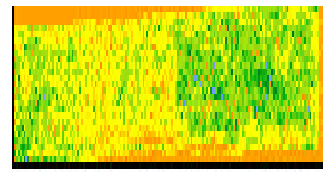
(j) 2590I



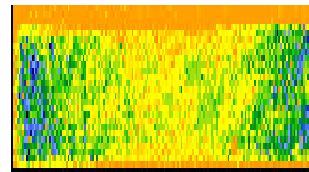
(c) 6060



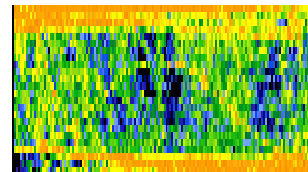
(g) I6060



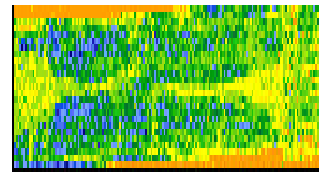
(k) 6060I



(d) 6090



(h) I6090



(l) 6090I

圖4-69 試片經低能量衝擊及溫溼度交互作用後於65% UTS 30,000週次數之
C-scan 比較圖

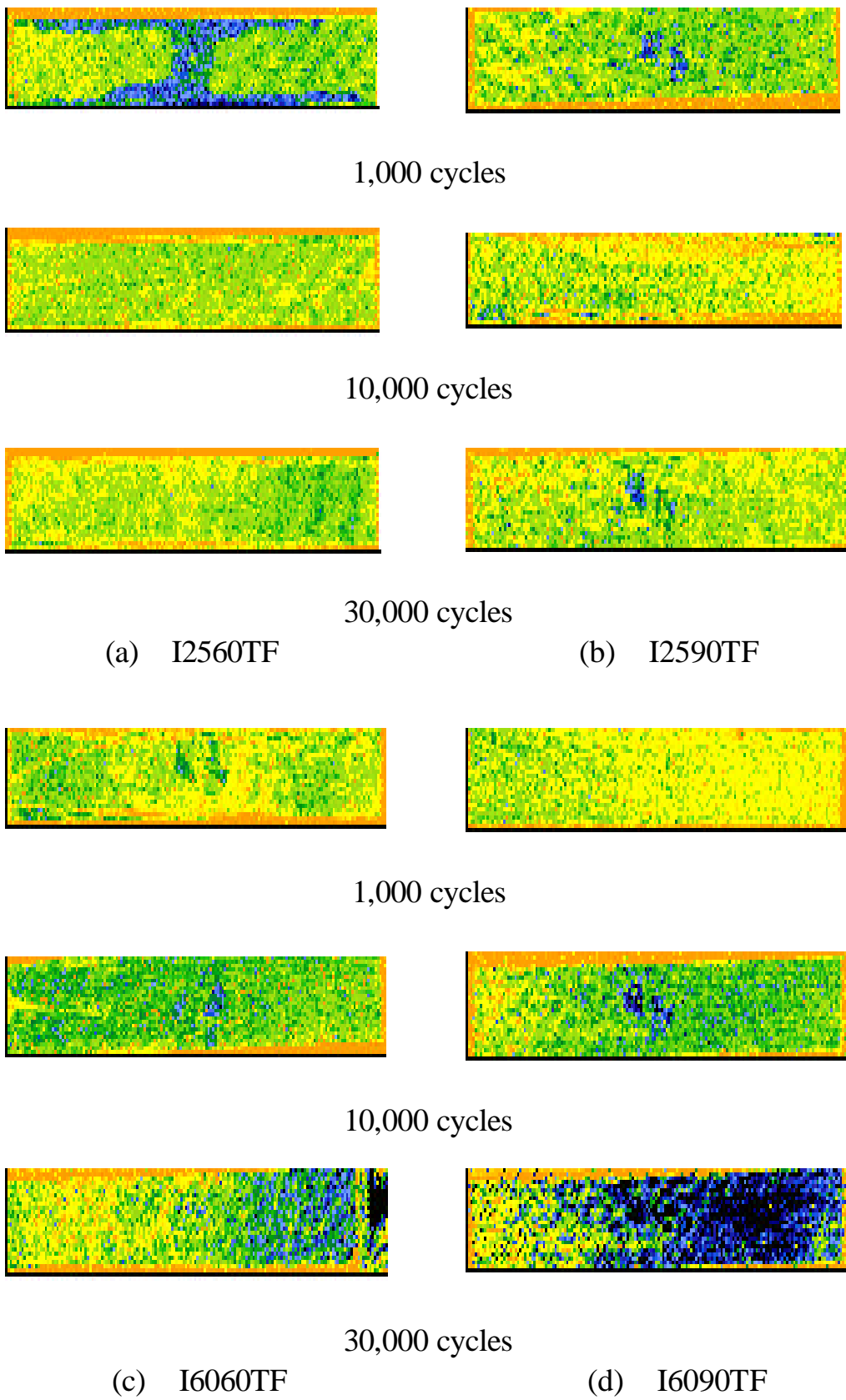


圖 4-70 經低能量衝擊及溫濕度處理後再受扭轉作用
於 65% UTS 之試片 C-scan 圖

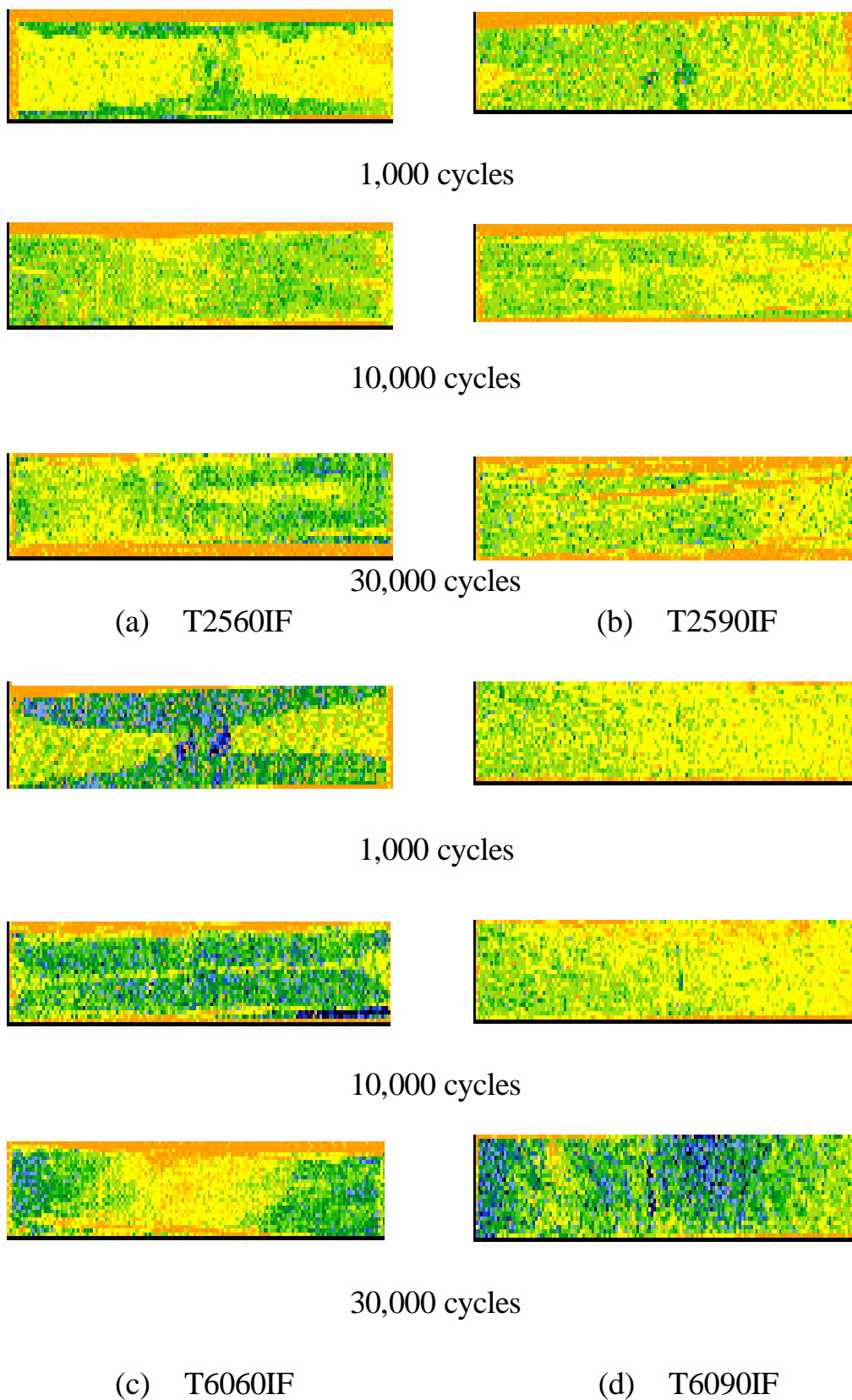
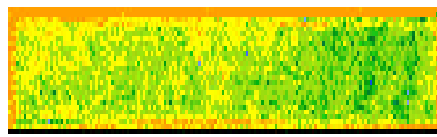
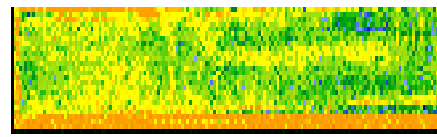


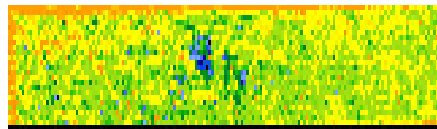
圖 4-71 經預扭及溫濕度處理後再受低能量衝擊作用
於 65% UTS 之試片 C-scan 比較圖



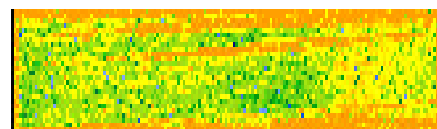
(a) I2560T



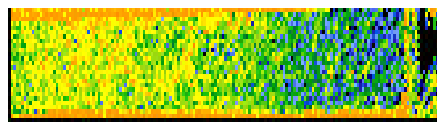
(e) T2560I



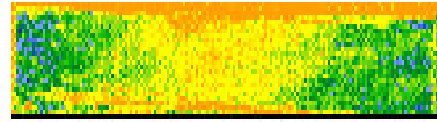
(b) I2590T



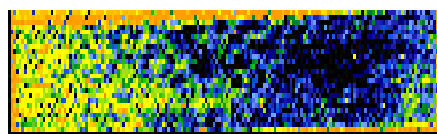
(f) T2590I



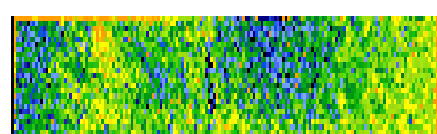
(c) I6060T



(g) T6060I



(d) I6090T



(h) T6090I

圖 4-72 試片經預扭及溫濕度處理與低能量衝擊交互作用後
於 65% UTS 及 30,000 週次數之 C-scan 比較圖

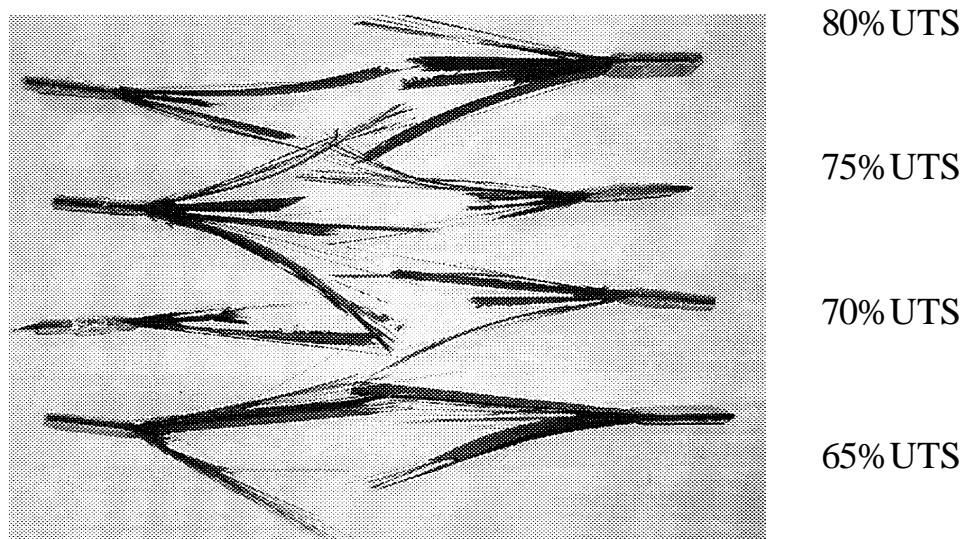


圖 4-73 原始試片拉伸疲勞後之側面照相圖

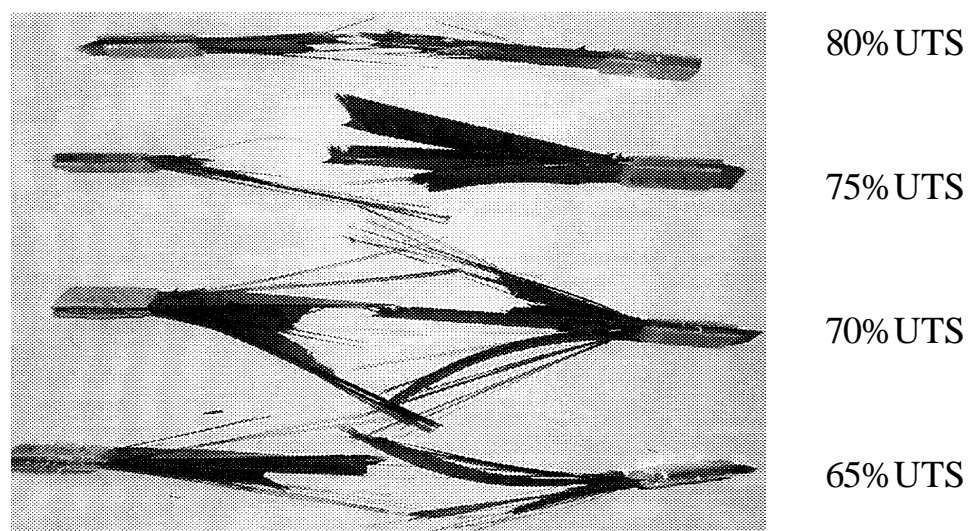


圖 4-74 試片經預扭後(釋放扭轉角)拉伸疲勞破壞之側面照相圖

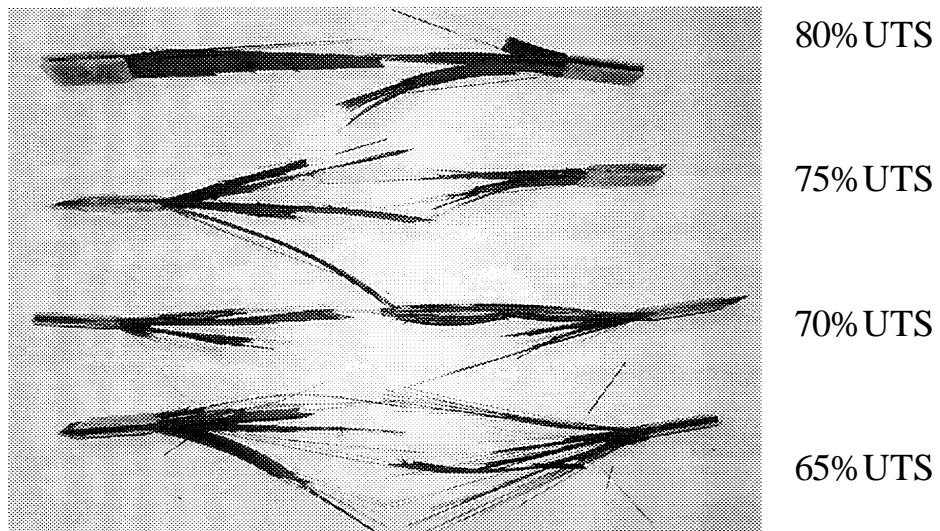


圖 4-75 試片經衝擊作用後拉伸疲勞破壞之側面照相圖



圖 4-76 試片經低能量衝擊再經扭轉作用之疲勞破壞側面照片圖



圖 4-77 試片經扭轉作用再經低能量衝擊處理之疲勞破壞側面照片圖



圖 4-78 試片經 25°C, 60%RH 作用之拉伸疲勞破壞側面照片圖



80% UTS

75% UTS

70% UTS

65% UTS

圖 4-79 試片經 25°C, 90%RH 作用之拉伸疲勞破壞側面照片圖



80% UTS

75% UTS

70% UTS

65% UTS

圖 4-80 試片經 60°C, 60%RH 作用之拉伸疲勞破壞側面照片圖

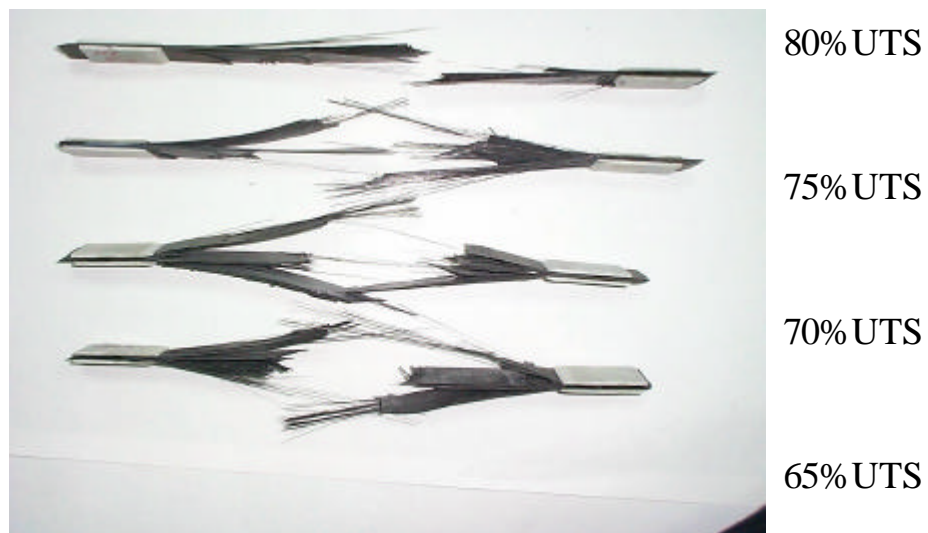


圖 4-81 試片經 60°C, 90%RH 作用之拉伸疲勞破壞側面照片圖

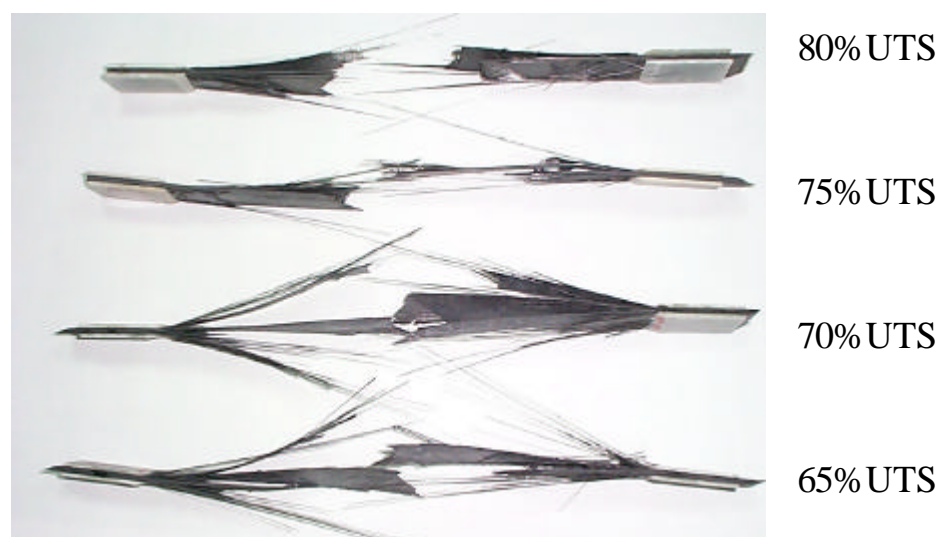


圖 4-82 片經 60°C, 90%RH 處理再經扭轉作用之疲勞破壞側面照片圖



圖 4-83 試片經扭轉作用再經 60°C, 90%RH 處理之疲勞破壞側面照片圖



圖 4-84 試片經 60°C, 90%RH 處理再經低能量衝擊作用之疲勞破壞
側面照片圖



圖 4-85 試片經低能量衝擊作用再經 60°C, 90%RH 處理之疲勞

破壞側面照片圖



圖 4-86 試片經低能量衝擊及 60°C, 90%RH 處理再經扭轉作用

之疲勞破壞側面照片圖



圖 4-87 試片經扭轉作用及 60°C, 90%RH 處理再經低能量衝擊
之疲勞破壞側面照片圖



圖 4-88 試片經低能量衝擊及扭轉作用再經 60°C, 90%RH 處理
之疲勞破壞側面照片圖



圖 4-89 試片經扭轉作用及低能量衝擊再經 60°C, 90%RH 處理

之疲勞破壞側面照片圖



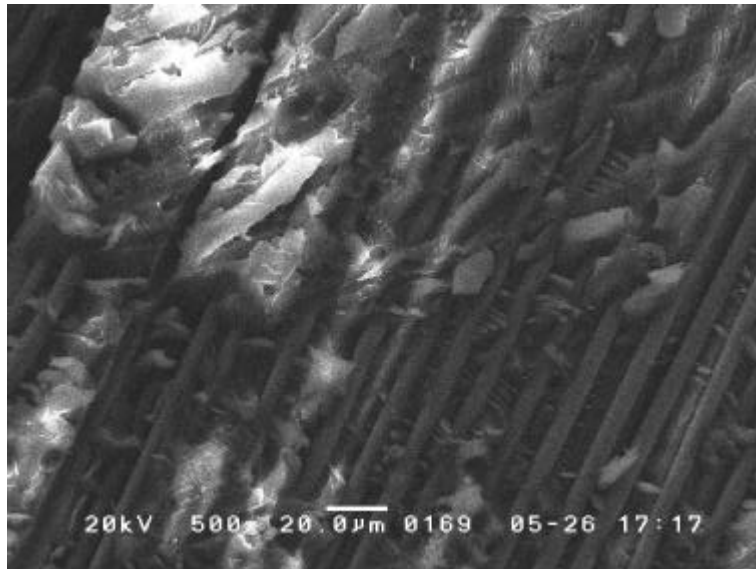


圖 4-90 原始試片經 65% UTS 後之疲勞破壞 SEM 圖

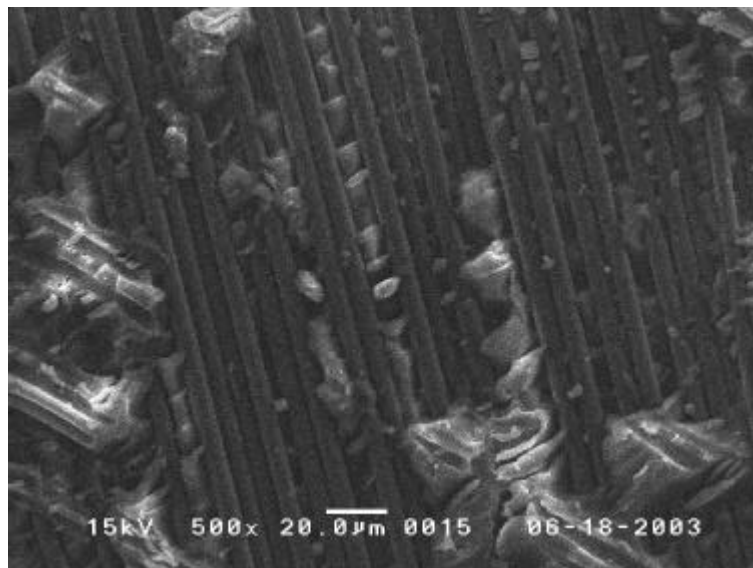


圖 4-91 試片經預扭作用後(釋放扭轉角)之疲勞破壞 SEM 圖

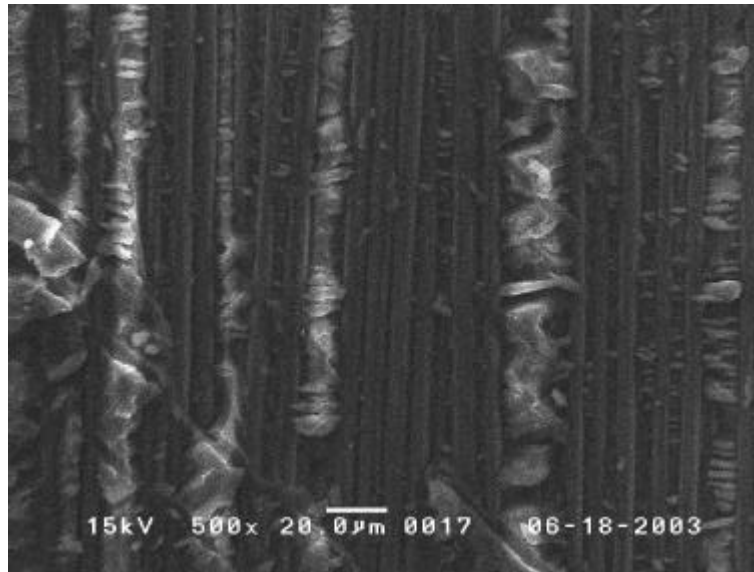


圖 4-92 試片經預扭作用後(未釋放扭轉角)之疲勞破壞 SEM 圖

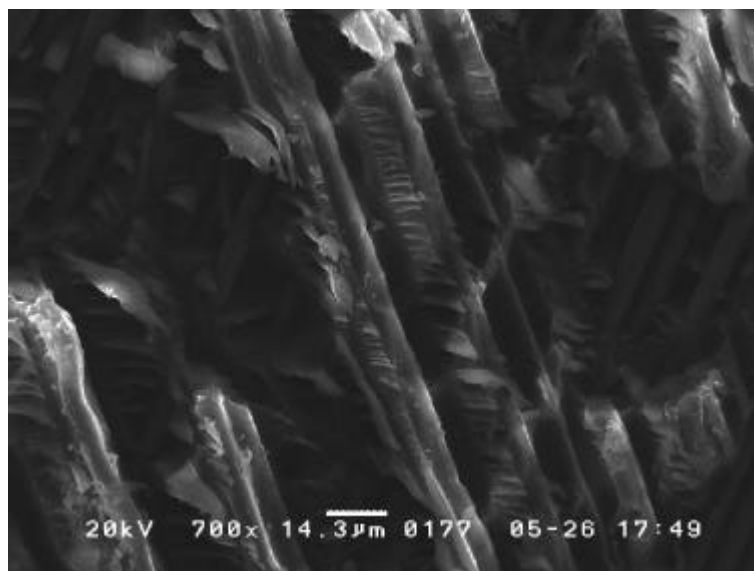


圖 4-93 試片經低能量衝擊作用後之疲勞破壞 SEM 圖

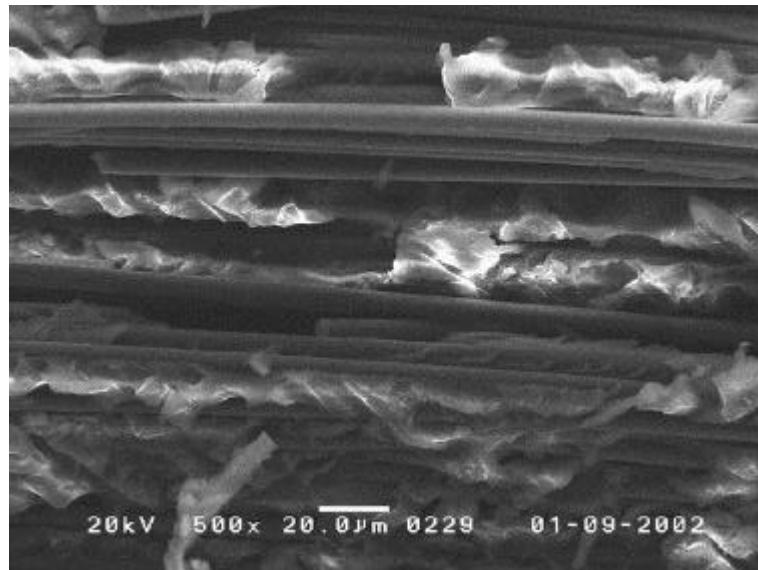


圖 4-94 經 25 μ m , 60%RH 溫濕度處理後之試片 SEM 圖

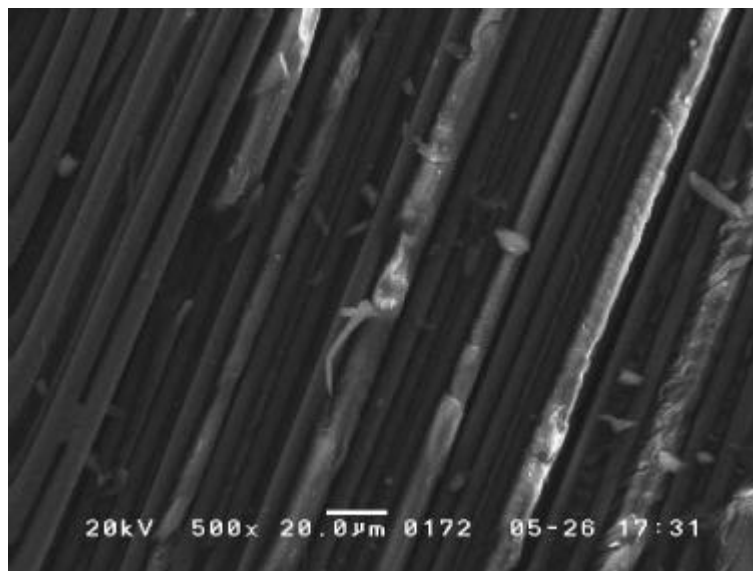


圖 4-95 經 25 μ m , 90%RH 溫濕度處理後之試片 SEM 圖

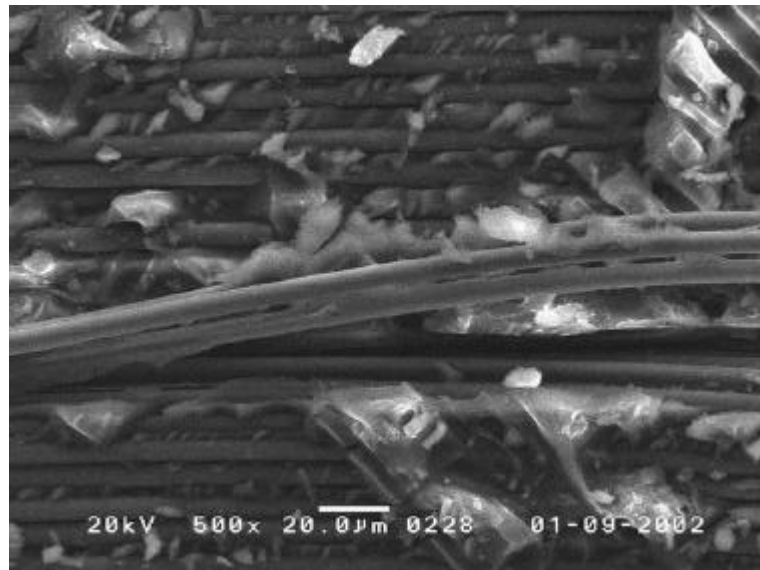


圖 4-96 經 60%，60%RH 溫濕度處理後之試片 SEM 圖

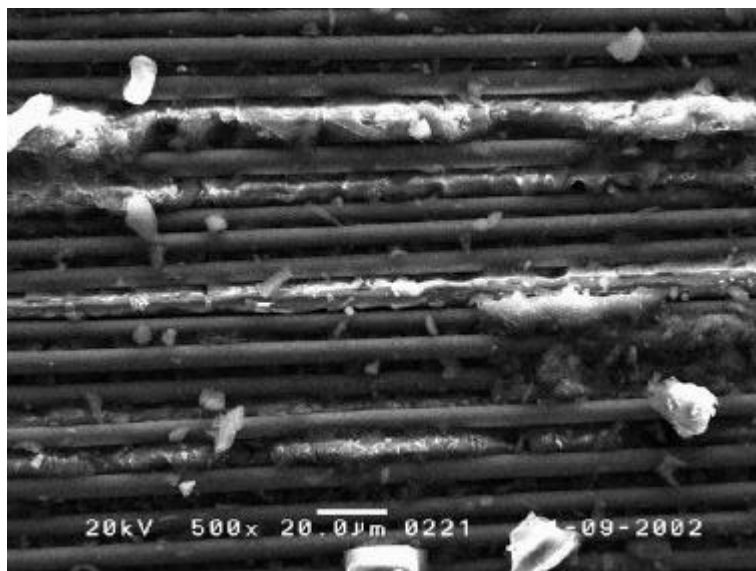


圖 4-97 經 60%，90%RH 溫濕度處理後之試片 SEM 圖

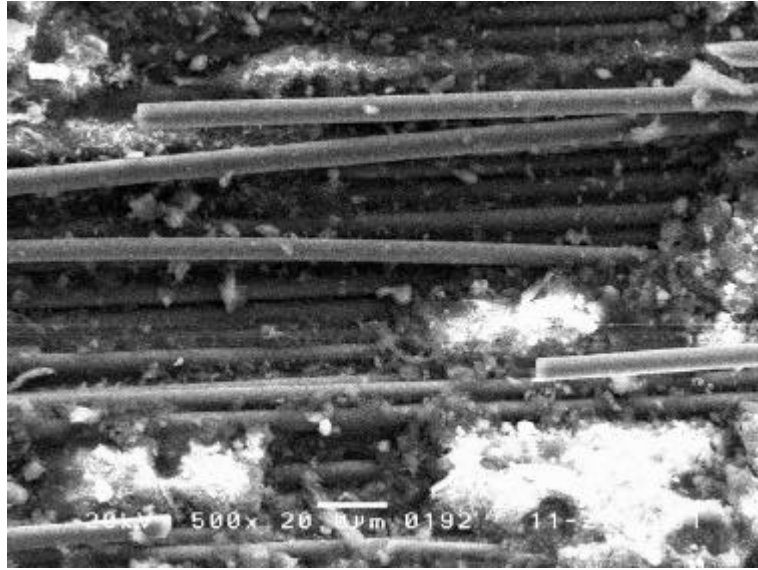


圖 4-98 先經 25 次，60%RH 溫溼度處理後再預扭之試片 SEM 圖

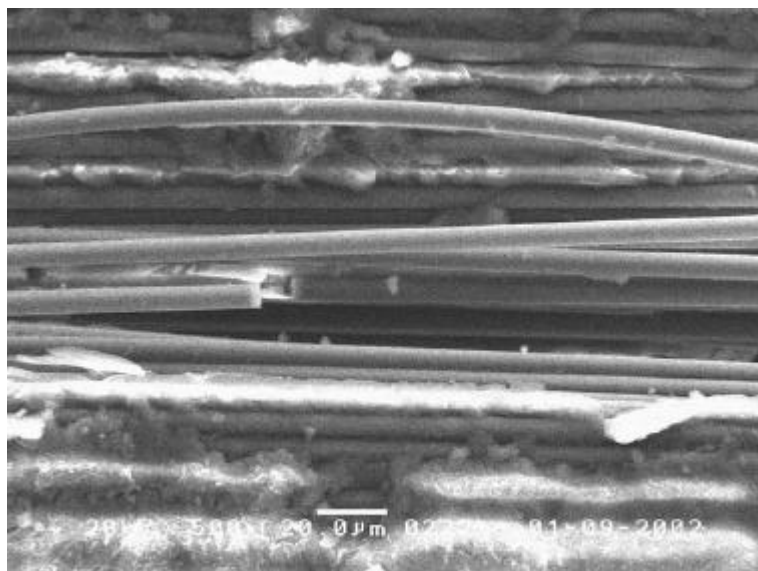


圖 4-99 先經 25 次，90%RH 溫溼度處理後再預扭之試片 SEM 圖

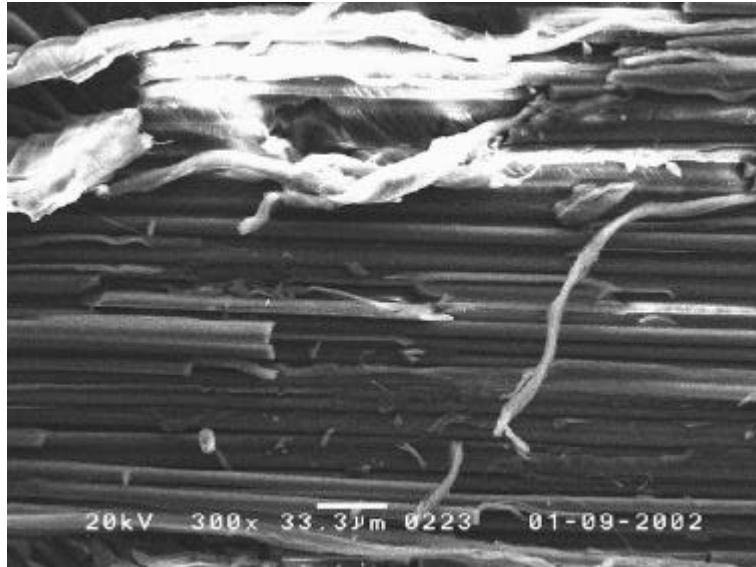


圖 4-100 先經 60 , 60%RH 溫溼度處理後再預扭之試片 SEM 圖

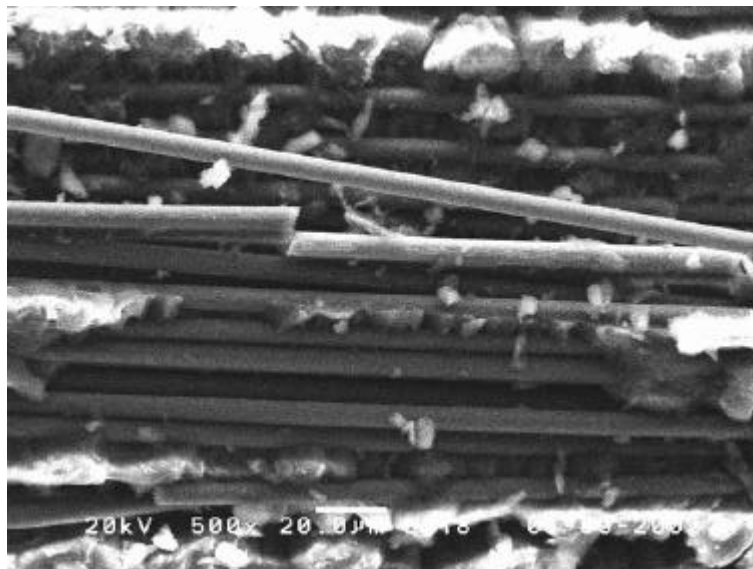


圖 4-101 先經 60 , 90%RH 溫溼度處理後再預扭之試片 SEM 圖



圖 4-102 經預扭再受 25°，60%RH 溫溼度處理後之試片 SEM 圖

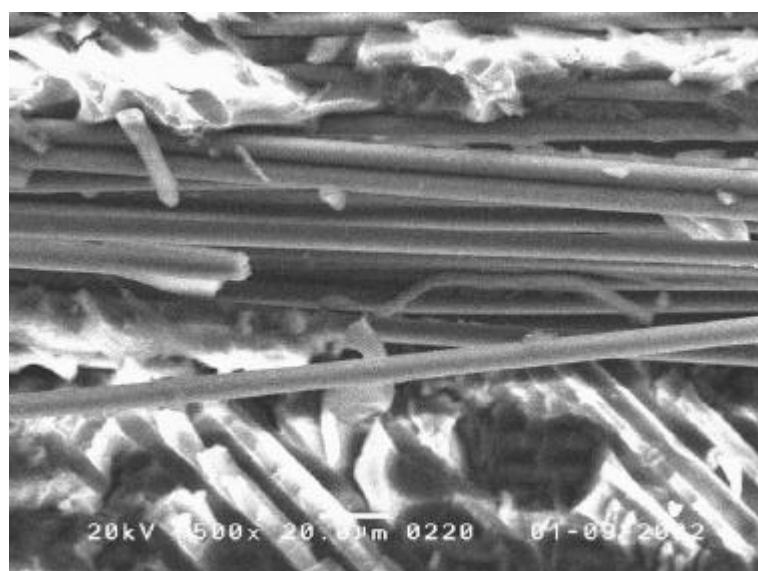


圖 4-103 先經預扭再受 25°，90%RH 溫溼度處理後之試片 SEM 圖

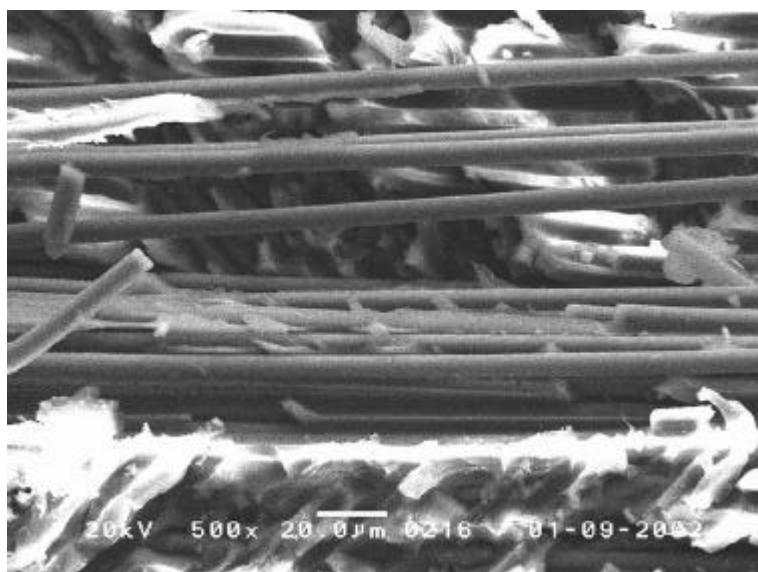


圖 4-104 先經預扭再受 60℃，60%RH 溫溼度處理後之試片 SEM 圖

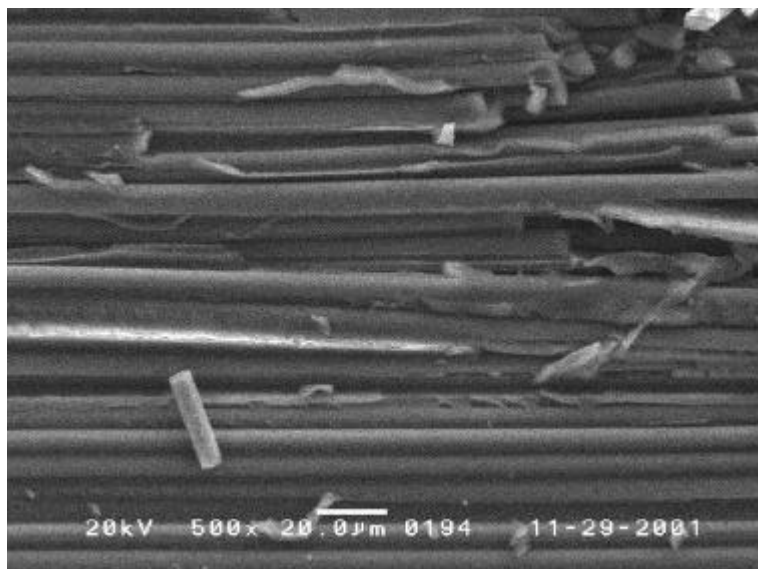


圖 4-105 先經預扭再受 60℃，90%RH 溫溼度處理後之試片 SEM 圖

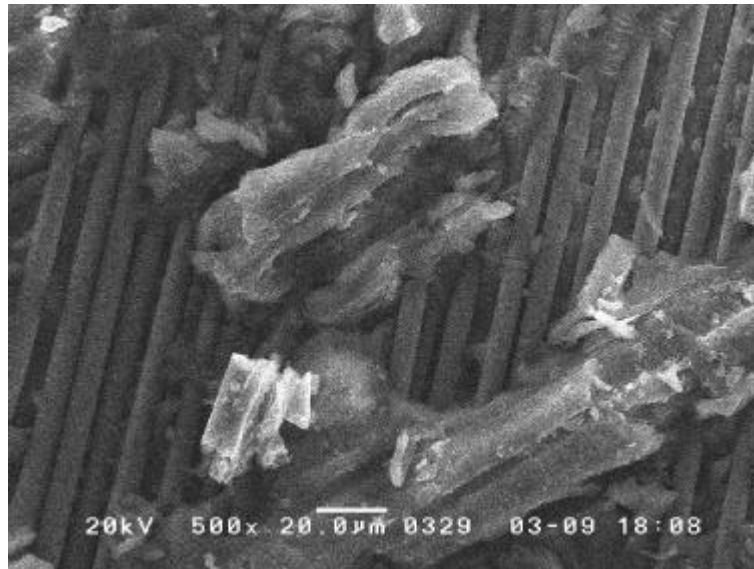


圖 4-106 先經 25 週，60%RH 溫溼度處理再受低能量衝擊之試片 SEM 圖

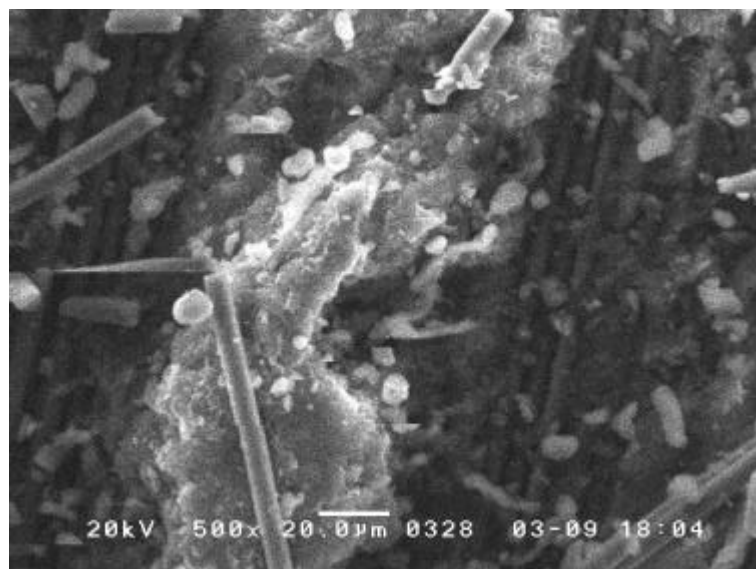


圖 4-107 先經 25 週，90%RH 溫溼度處理再受低能量衝擊之試片 SEM 圖

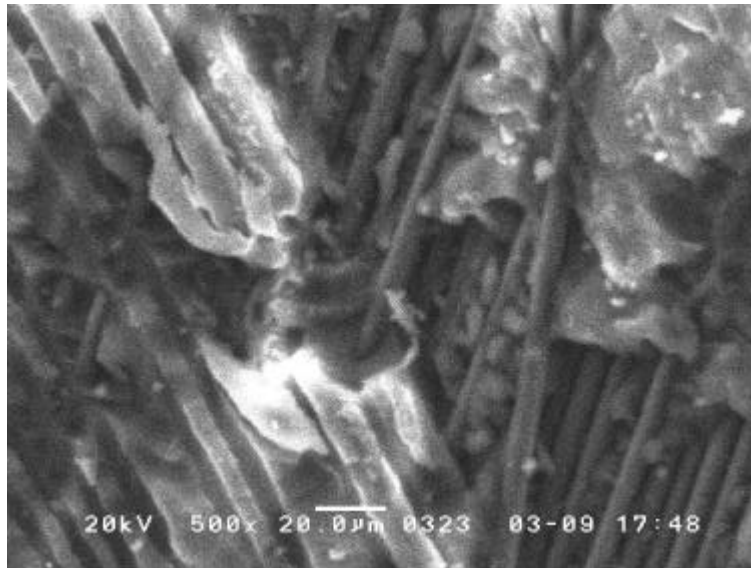


圖 4-108 先經 60 °C, 60%RH 溫溼度處理再受低能量衝擊之試片 SEM 圖

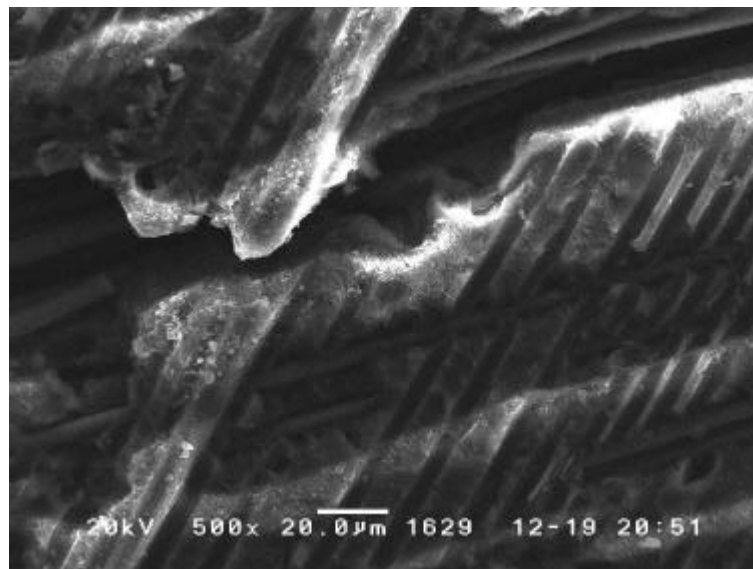


圖 4-109 先經 60 °C, 90%RH 溫溼度處理再受低能量衝擊之試片 SEM 圖

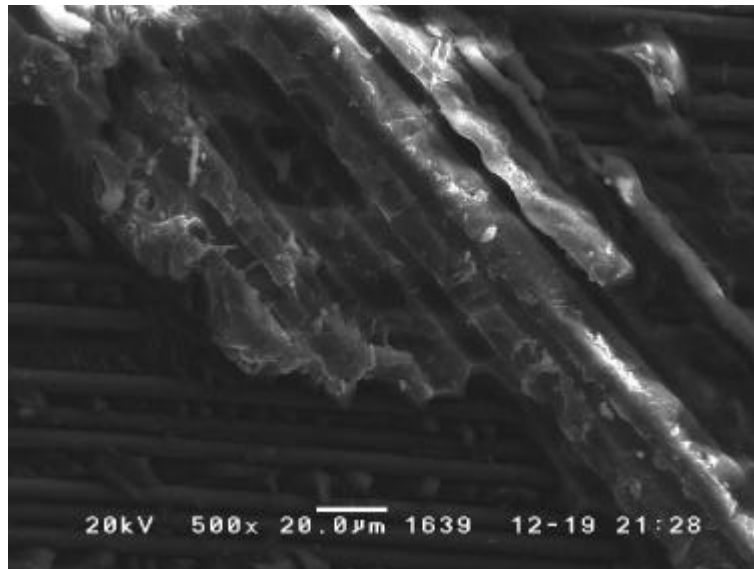


圖 4-110 試片先經低能量衝擊再受 25℃, 60%RH 溫溼度處理之 SEM 圖



圖 4-111 試片先經低能量衝擊再受 25℃, 90%RH 溫溼度處理之 SEM 圖

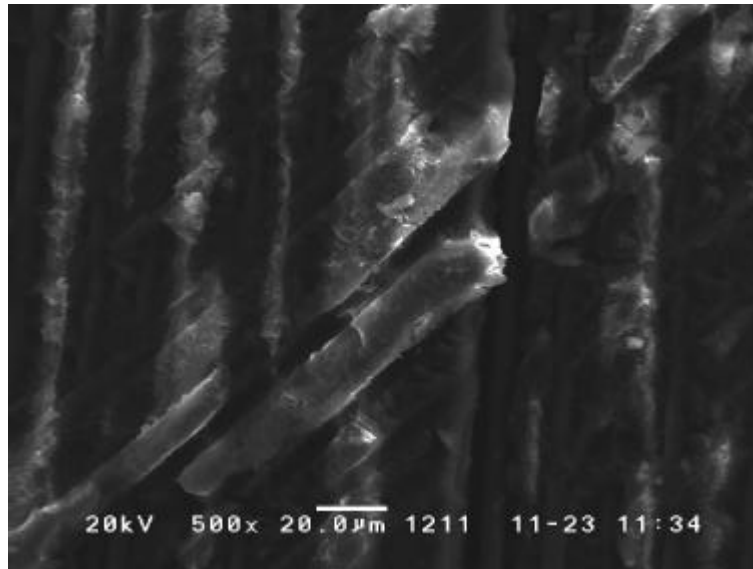


圖 4-112 試片先經低能量衝擊再受 60%RH 溫溼度處理之 SEM 圖

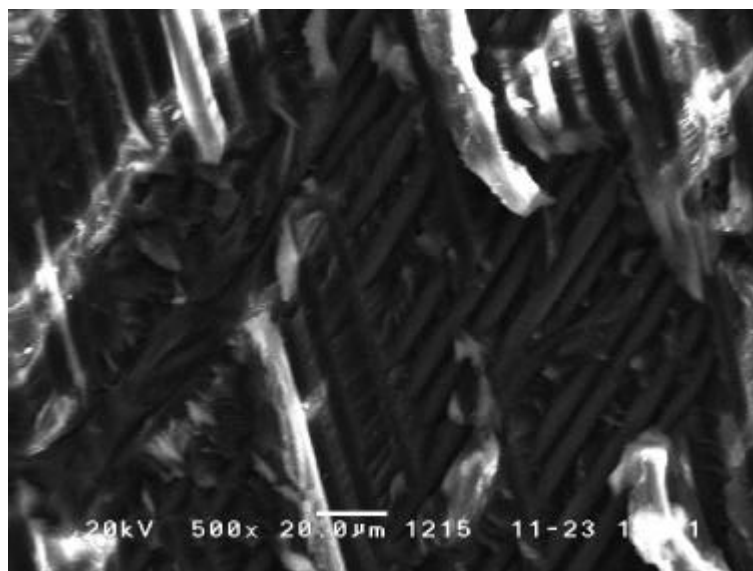


圖 4-113 試片先經低能量衝擊再受 60%RH 溫溼度處理之 SEM 圖

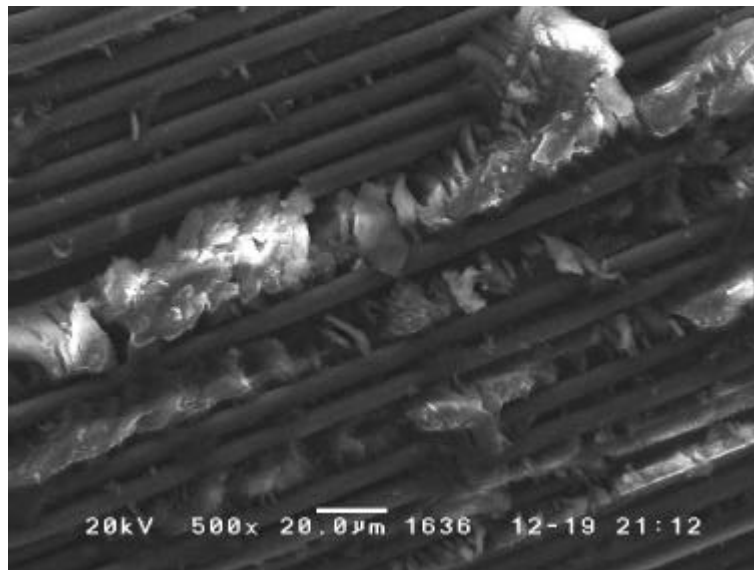


圖 4-114 經低能量衝擊及扭轉作用後再受 25 °C, 60%RH 溫濕度處理
於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

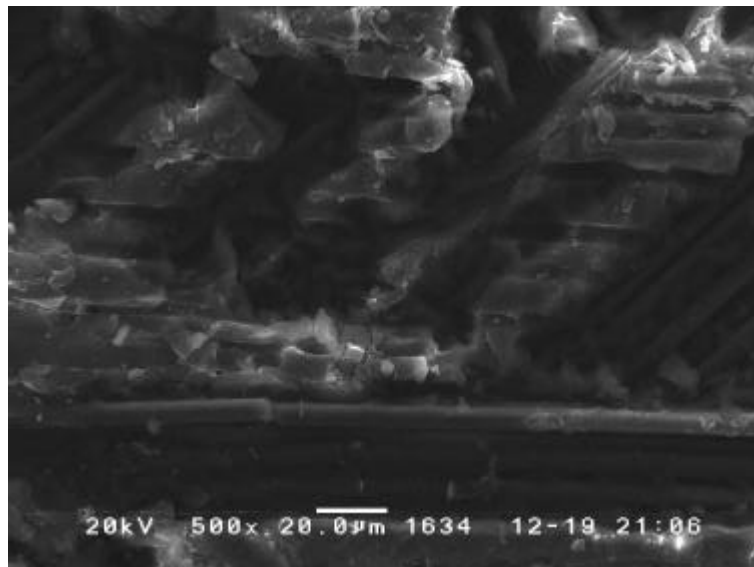


圖 4-115 經低能量衝擊及扭轉作用後再受 25 °C, 90%RH 溫濕度處理
於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

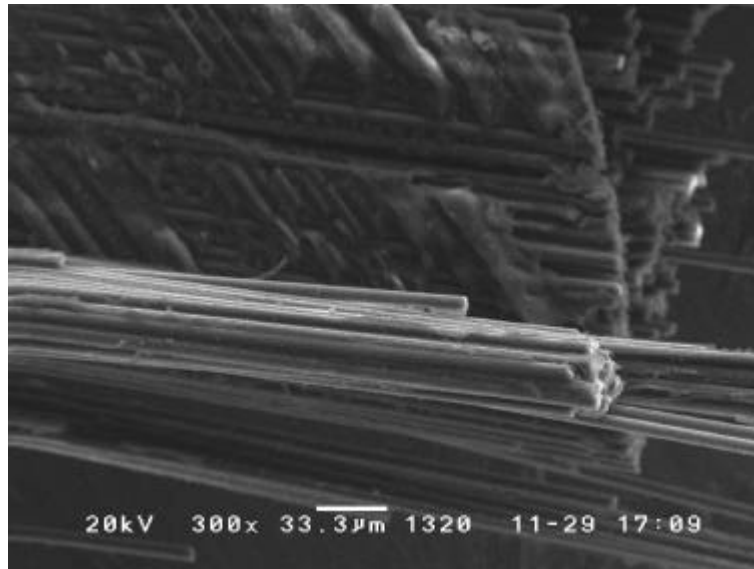


圖 4-116 經低能量衝擊及扭轉作用後再受 60%RH 溫濕度處理
於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

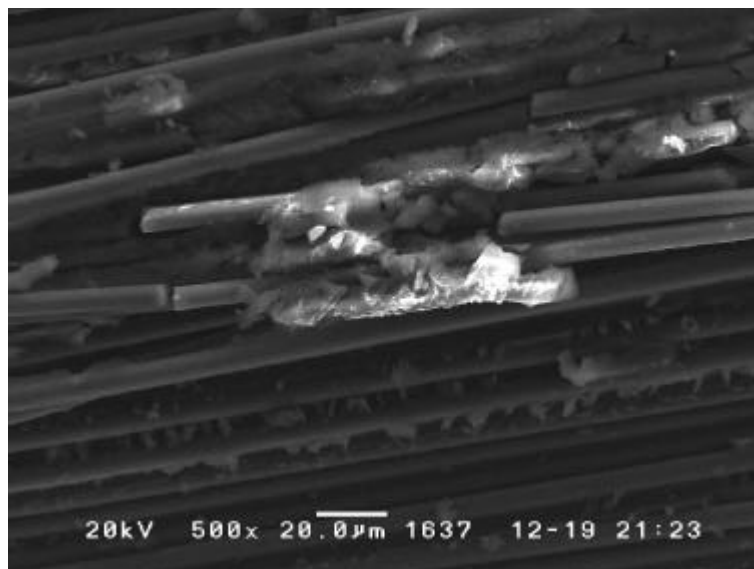


圖 4-117 經低能量衝擊及扭轉作用後再受 60%RH 溫濕度處理
於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

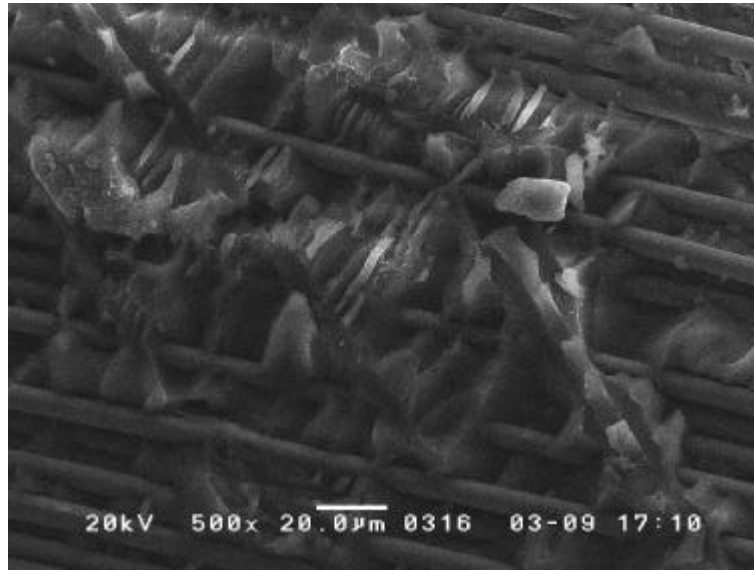


圖 4-118 經低能量衝擊及 25℃, 60%RH 溫濕度處理再受扭轉作用後
於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

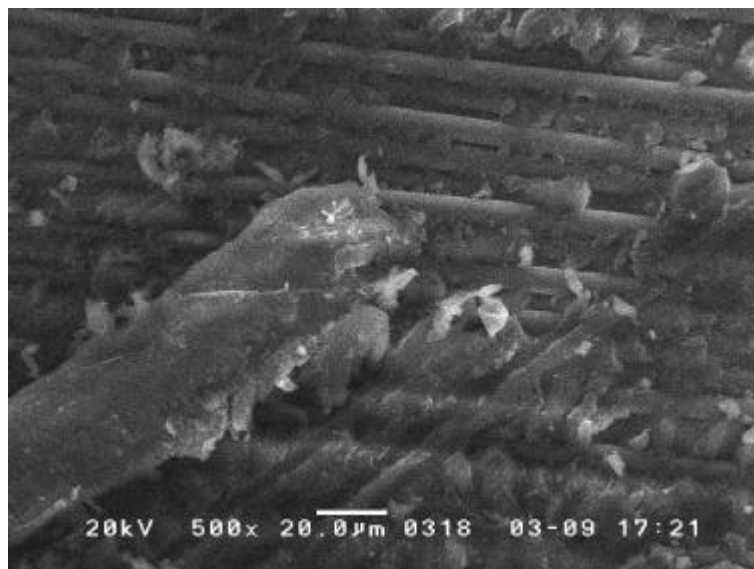


圖 4-119 經低能量衝擊及 25℃, 90%RH 溫濕度處理再受扭轉作用後
於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

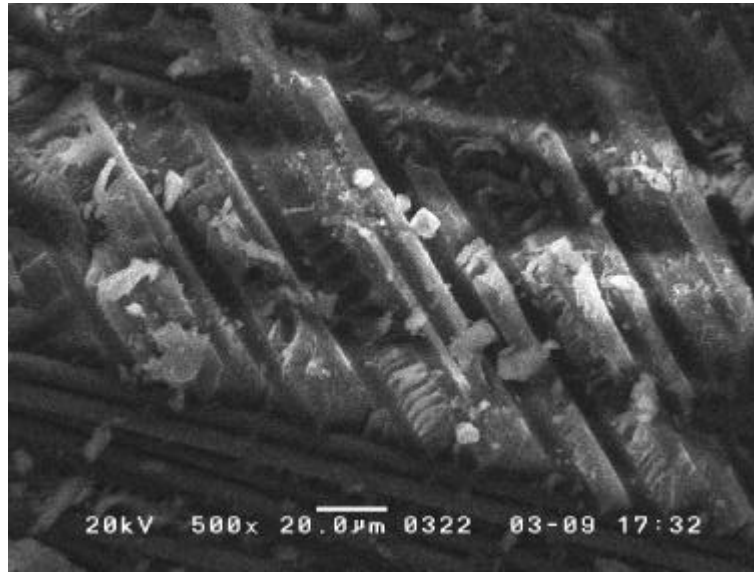


圖 4-120 經低能量衝擊及 60 ,60%RH 溫濕度處理再受扭轉作用後
於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

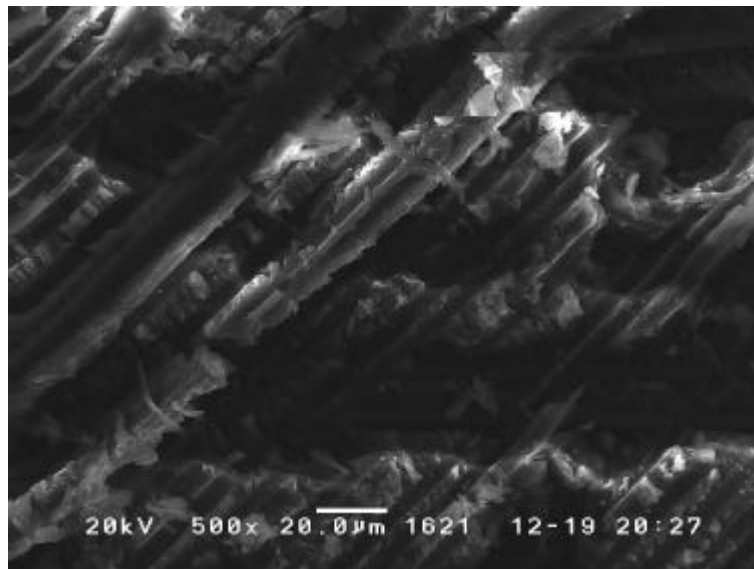


圖 4-121 經低能量衝擊及 60 ,90%RH 溫濕度處理再受扭轉作用後
於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

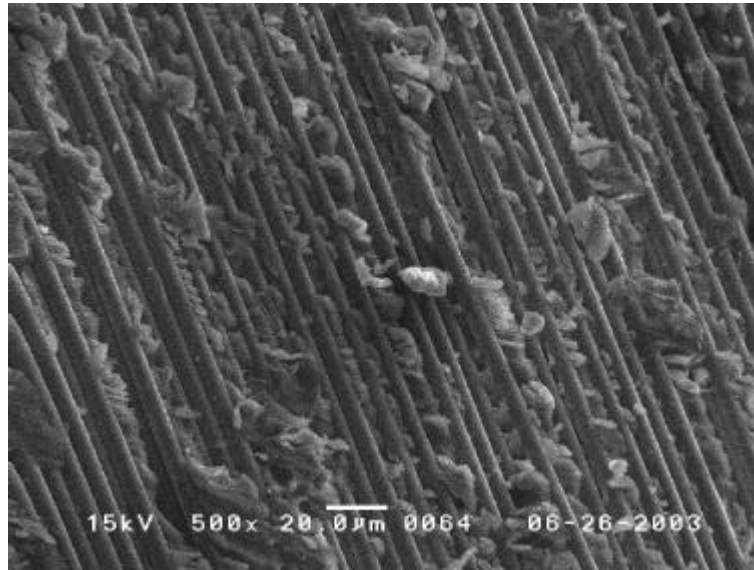


圖 4-122 經扭轉及低能量衝擊再受 25℃,60%RH 溫濕度處理作用後
於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

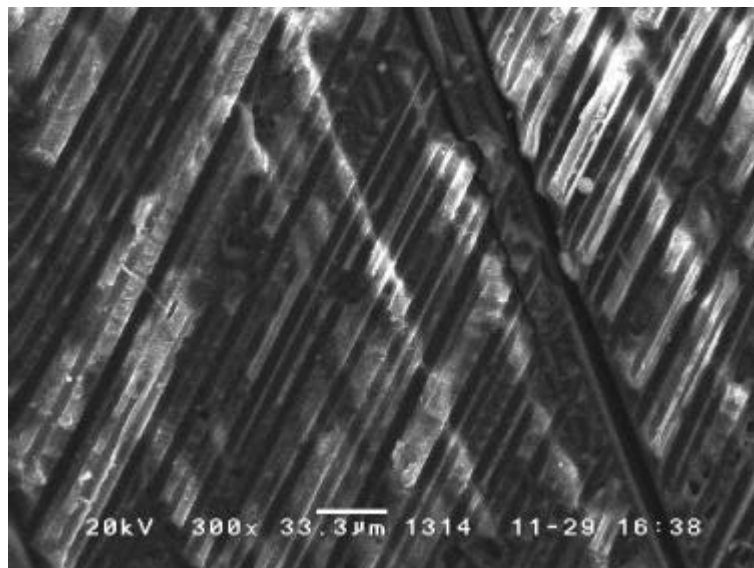


圖 4-123 經扭轉及低能量衝擊再受 25℃,90%RH 溫濕度處理作用後
於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

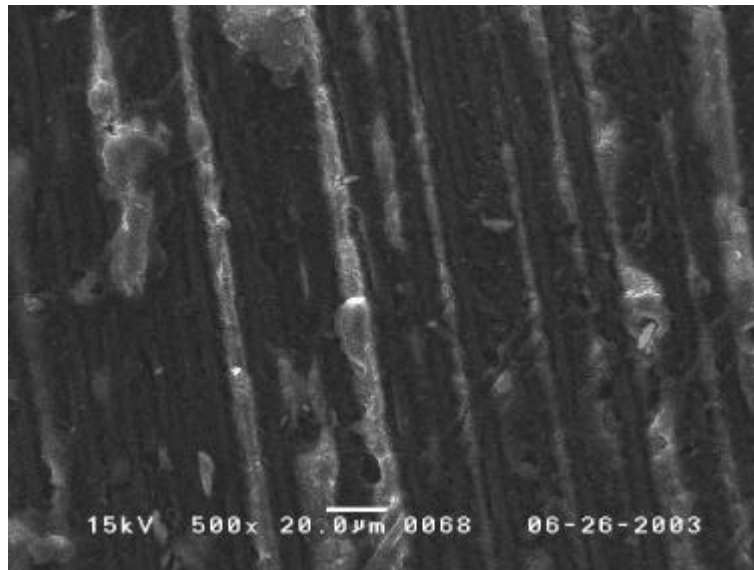


圖 4-124 經扭轉及低能量衝擊再受 60 °C, 60%RH 溫濕度處理作用後
於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

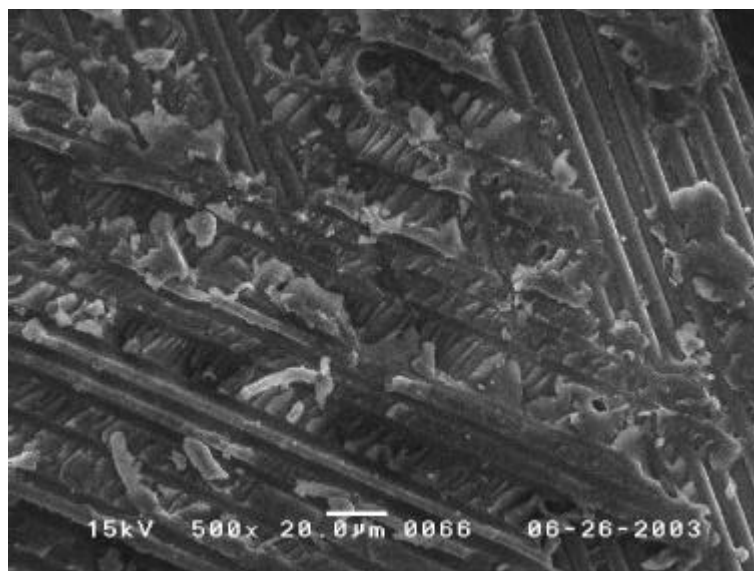


圖 4-125 經扭轉及低能量衝擊再受 60 °C, 90%RH 溫濕度處理作用後
於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

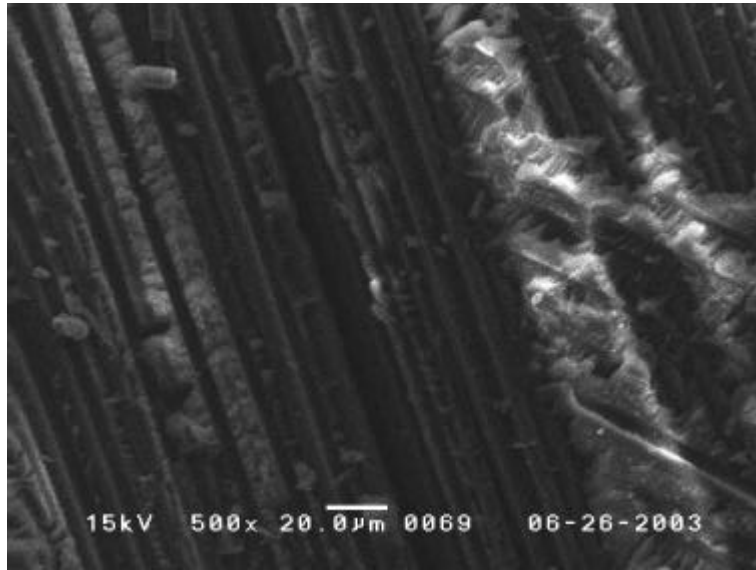


圖 4-126 經扭轉及 25℃, 60%RH 溫濕度處理再受低能量衝擊作用後
於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

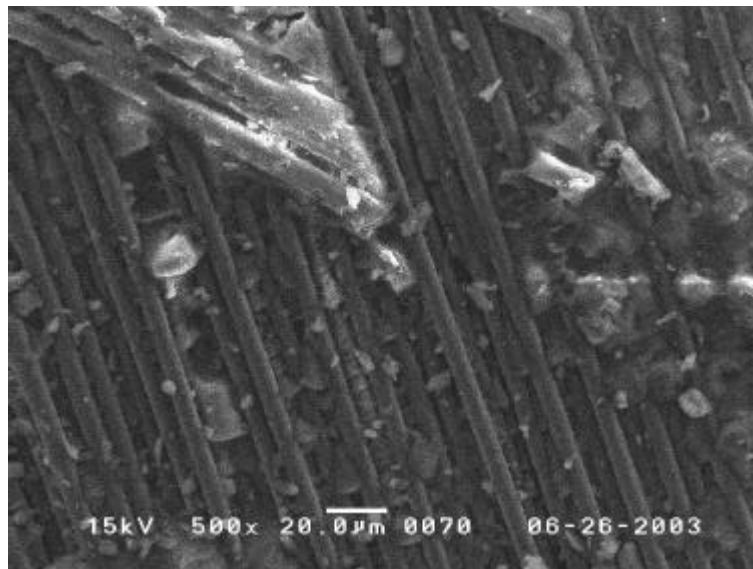


圖 4-127 經扭轉及 25℃, 90%RH 溫濕度處理再受低能量衝擊作用後
於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

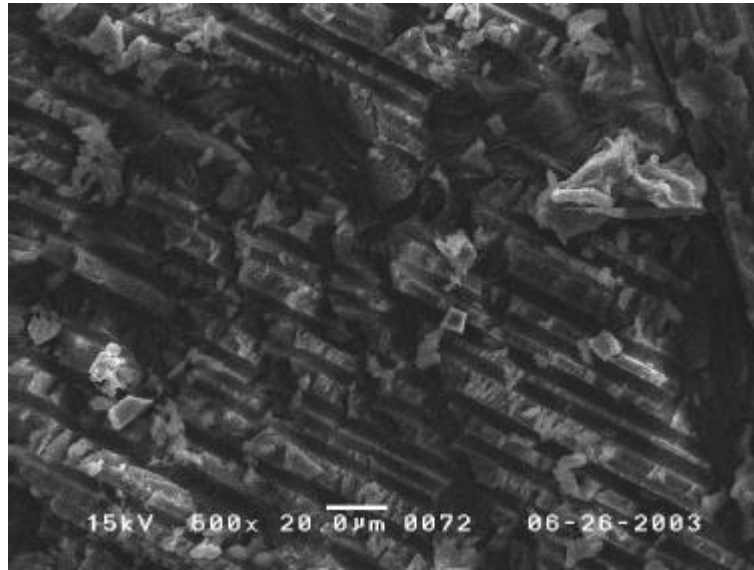


圖 4-128 經扭轉及 60℃, 60%RH 溫濕度處理再受低能量衝擊作用後
於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖

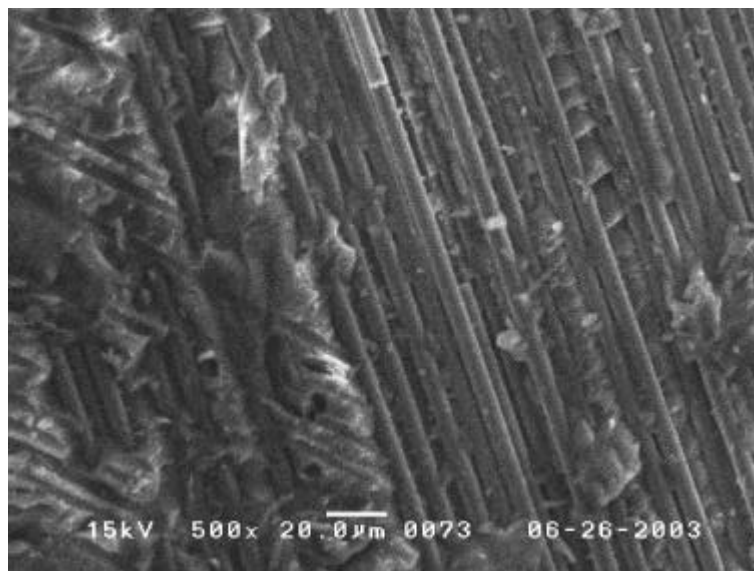


圖 4-129 經扭轉及 60℃, 90%RH 溫濕度處理再受低能量衝擊作用後
於 65% UTS 之疲勞破壞 SEM 圖