

# 行政院國家科學委員會專題研究計畫進度報告

## 符合航空品保理念之疲勞裂縫成長可靠度分析(1/3)

### Reliability Analysis of Fatigue Crack Propagation in Compliance with Aeronautical Quality Assurance

計畫編號：NSC 89-2212-E-002-152 (第一年)

執行期限：89年8月1日至92年7月31日

主持人：吳文方 國立台灣大學機械工程學系

計畫參與人員：倪志成、陳志忠 台灣大學機械系

#### 一、中文摘要

航空完整性評估在航空結構與組件之品保中佔有重要之地位，而金屬疲勞裂縫成長又為航空結構完整性評估中極為重要之一項研究課題，因此本計畫進行航空結構材料之疲勞裂縫成長研究，其中特別著重於探討金屬疲勞裂縫成長之變異性，同時找尋兩個重要之隨機分佈，一為某一給定時間下之裂縫尺寸分佈，另一則為裂縫成長至某一尺寸所需之時間分佈。本年度我們使用蒙地卡羅模擬及兩個隨機裂縫成長模式來呈現此兩分佈，同時進行相當數量之常振幅疲勞裂縫成長實驗，透過模擬結果與實驗數據之比較，我們驗證了所採用模式之可用性與準確性。

**關鍵詞：**航空結構完整性評估、金屬疲勞裂縫成長、蒙地卡羅模擬、隨機裂縫成長模式、可靠度分析

#### Abstract

Structure integrity assessment plays a significant role in the quality assurance of aeronautical structures and components. Fatigue crack propagation is one of the most important issues in the integrity assessment of aeronautical structures. Therefore, fatigue crack propagation of aeronautical materials is studied. Special emphasis is put on the variability outcomes of the fatigue crack growth curves. It associates with problems of obtaining the random time to reach any given crack size as well as finding the random crack size at a given service time during the crack propagation analysis. In the first year, two

approaches, namely Monte-Carlo simulation and stochastic fatigue crack growth model, respectively, have been employed for such an analysis. A sufficient amount of fatigue crack propagation tests have also been carried out to verify the simulation and analytical results. Good agreements are found for both cases.

**Keywords:** Structural Integrity Assessment, Fatigue Crack Propagation, Monte-Carlo Simulation, Stochastic Crack Propagation Model, Reliability analysis

#### 二、緣由與目的

國科會所發表之「航空、太空工程技術研究發展規劃書」中指出國內民間企業現著重於航太零組件之製造技術研發[1]，而教育部科技顧問室則以為我國未來需求最亟之航太人才為品保驗證、航電及飛機結構等方面之人才[2]，為將以上製造分析、品保驗證與飛機結構等議題結合，本計畫提出進行「符合航空品保理念之疲勞裂縫成長可靠度分析」之研究工作，其中之金屬疲勞裂縫成長乃航空結構分析中極重要之一項工作，而可靠度分析則為品保工作重要之一環。此外，金屬疲勞裂縫成長之研究無論在老舊飛機之延壽或一般飛機之維護與結構改裝方面亦均佔有相當之地位[3, 4]。

因為疲勞裂縫成長實驗過程煩瑣、耗時，可供以驗證一些疲勞可靠度分析模式之實驗數據是極為有限的。有鑑於此，本研究試圖將航空結構完整性評估有關之金屬疲勞裂縫成長議題與可靠度工程相關議題結合，並選擇航空常用之結構材料進行疲勞裂縫成長試驗，再依據實驗結果配合適當之分

析模式來預測疲勞裂縫之成長極其可靠度，以為往後航空結構完整性評估之參考。

### 三、結果與討論

本計畫第一年度使用航空界常用之 2024-T351 鋁合金所製作之 CT (Compact Tension) 試片共 30 片，在 15 Hz 頻率下進行常振幅疲勞試驗，其最大負荷為 4,500 N，最小負荷為 900 N。圖一為實驗所得之疲勞裂縫成長曲線，圖二則為裂縫成長速率對應力強度因子幅之曲線，係使用 Seven-point Incremental Polynomial Method 求出的。

在疲勞裂縫成長之變異性分析中，有兩個重要之隨機分佈需要求得，一為任一循環週次下之裂縫尺寸分佈，另一為裂縫成長至任一尺寸所需之循環週次分佈。此些分佈可由蒙地卡羅模擬法(Monte-Carlo Simulation)及隨機裂縫成長模式(Stochastic Crack Propagation Model)兩種方法求得，其分析原理與結果分別說明如下：

#### 1. 蒙地卡羅模擬法

將實驗數據內差求得任一循環週次所對應之所有裂縫長度值，以及任一裂縫長度所對應之所有循環週次值，再分別以常態、對數常態、韋伯機率紙求出其參數，並以卡方測試檢定出最適之分佈，其結果列於表一。

若如圖二以 Paris Law 嵌合成長曲線，我們亦可一一找出個別試片之  $m$  與  $C$  值後，再以上述之法求出  $m$  與  $C$  之最適分佈，結果顯示  $m$  與  $C$  皆以對數常態分佈嵌合最好。以此結果結合蒙地卡羅法、Paris Law 及逐週次法進行裂縫延伸曲線之模擬，在  $m$  與  $C$  皆為隨機變數(Random-Fixed)時，模擬結果如圖三。這樣的模擬結果與實驗結果(圖一)有相當大之誤差，探究其原因，發現實驗試片之兩個材料參數間存在著有規則的組合，在圖四中，可以觀察到  $m$  與  $C$  的組合特性，雖沒有絕對的大小排列關係，但有著大配小的趨勢，大的  $m$  配合小的  $C$ 、小的  $C$  配合大的  $m$ ，亦即此  $m-C$  圖裡呈現著從左上到右下的離散數據。

為符合上述( $m, C$ )的組合特性以得到良好之模擬結果，將模擬之流程設計如下：

(1) 以對數常態分佈隨機各產生  $r$  個  $C$  與

$m$ 。

(2) 將  $r$  個  $m$  從小排到大並令此數列為  $m_i$ ，將  $r$  個  $C$  從大排到小並令此數列為  $C_i$ 。

(3) 以( $m_i, C_i$ )搭配 Paris Law 及逐週次法畫出  $r$  條裂縫延伸曲線。

(4) 重複步驟 1~步驟 3  $s$  次，以產生  $r \times s$  條裂縫延伸曲線。

以上步驟 1~步驟 3 之目的在於隨機產生  $r$  組( $m_i, C_i$ )，並使得  $C_i$  與  $m_i$  存在著大配小的關係，而步驟 4 只是一個疊加的動作。

經過一些穩定度的模擬測試後，發現  $s$  值只要大到一個程度，模擬曲線的成長趨勢即會趨於穩定，影響模擬結果之因子則剩下唯一的參數  $r$ 。經選取  $r \times s = 5 \times 30, 10 \times 15, 15 \times 10, 20 \times 10$  進行模擬得知隨著  $r$  值由小到大的變化，裂縫成長之變異性有不斷縮小的趨勢，且當  $r$  為 15 時(圖五、圖六)，可以得到最好的模擬結果。

將以上之模擬結果經卡方測試後(表二)，與實驗結果(表一)相互比較；在六項測試中，得到四項相同的結果。以此卡方測試之結果，繪製前述兩個隨機分佈如圖七及圖八所示，其中實線為實驗嵌合之數據，虛線為模擬之結果，圓點則為實驗數據點；圖七中，三條曲線由左至右分別為循環週數在  $N=10,000, 20,000$  及  $30,000$  時之裂縫長度分佈；圖八之四條曲線由左至右則分別為裂縫長度在  $a=20.0, 22.5, 25.0$  及  $27.5$  mm 時之循環週次分佈；由圖可知模擬結果與實驗數據點相當吻合。

#### 2. 隨機裂縫成長模式

有關裂縫成長之隨機模式有許多文獻可供參考，特別的，參考文獻[5]建議我們將疲勞裂縫成長以一隨機變數配合 Paris Law 模擬為  $da/dN = X(N)C(\Delta k)^m$ ，其中  $X(N)$  假設為一對數常態隨機變數，可藉實驗數據以最大概度法(Maximum Likelihood Method)求出  $X(N)$  之統計值以及最適之  $m$  及  $C$  值，再引入二次矩之近似法(second moment approximation)導出前述之循環週次隨機分

佈。本研究依此計算的結果與實驗數據相近，如圖九、十所示，其中圖九四條曲線由左至右分別為循環週數在  $N=10,000$ 、 $20,000$ 、 $30,000$  及  $40,000$  時之裂縫長度分佈；圖十之四條曲線由左至右則分別為裂縫長度在  $a=20.0$ 、 $22.0$ 、 $24.0$  及  $26.0$  mm 時之循環週次分佈

此外，我們亦可參考文獻[6]，將隨機裂縫成長模式視為  $da/dN = X(N)C(a)^m$ ，亦即將 Paris Law 中之應力強度因子幅以裂縫尺寸取代，同時假設  $X(N)$  為一對數常態隨機過程，並於前述二次矩近似法中導入一相關時間(correlation time)參數，當相關時間趨近於無限大時，對數常態隨機過程即變成對數常態隨機變數，而有相當簡單之分析公式。然使用和圖九及圖十相同之循環週次及裂縫長度分析並與實驗數據相較時發現其無法準確嵌合實驗數據之平均趨勢，結果如圖十一、十二所示。為改善以上嵌合不準之情形，我們將其裂縫成長模式修正為 Paris Law 並重複相同之計算，由圖十三及十四可知修正後之結果相當準確。

無論使用以上何種模式，其參數  $C$ 、 $m$  及  $X(N)$  之標準差均可用最大概度法算出；此外，亦可藉實驗數據之嵌合配合機率紙分別求出。在本研究中，兩種方式所求出之參數值均相同，而這些參數值正是嵌合準確與否之關鍵。

#### 四、計畫成果自評

本年度之計畫結果顯示，不論以蒙地卡羅模擬法或是以隨機裂縫成長模式均可準確地預測 2024-T351 鋁合金試片之裂縫成長及其變異情形，證明了分析過程之正確性及所提模式之可用性。除此之外，本研所得之實驗數據可提供其他曾經或未來將提出不同隨機疲勞裂縫成長模式之驗證機會。

#### 五、參考文獻

[1] 蕭飛賓（招集人），*航空、太空工程技術研究發展規劃書*，國科會工程處航空太空學門，民

國八十八年十二月。

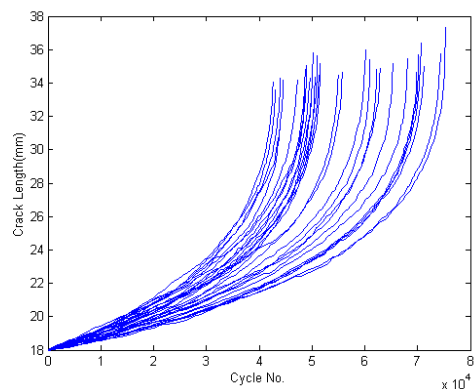
[2] 苗君易等，*航太科技教育改進計劃--九十年至九十三年度先期規劃*，教育部連航太學會網頁，民國八十八年十二月三十日於台大應力所報告。

[3] Ono, K., "Nondestructive Testing of Aging Aircraft," *Proceedings of the Fourth Far East Conference on Nondestructive Testing*, pp. 3-18, Cheju-Do, Korea, October, 1997.

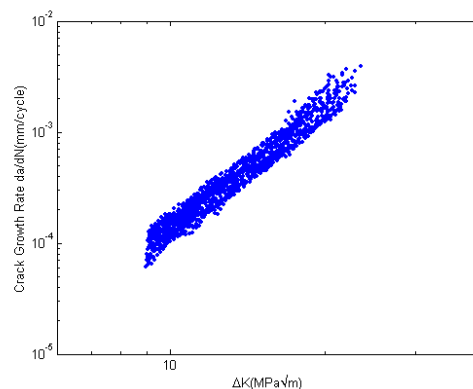
[4] Seher, C.C., etc., Special Session on Aging Aircraft, *Proceedings of the Seventh International Fatigue Congress*, Vol. IV, pp. 2499-2582, 1999.

[5] Xing, J., Hong, Y.J., "A Maximum Likelihood Method for Estimate the Statistics of the Crack Growth Behavior," *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, Vol. 76, pp. 641-646, 1999.

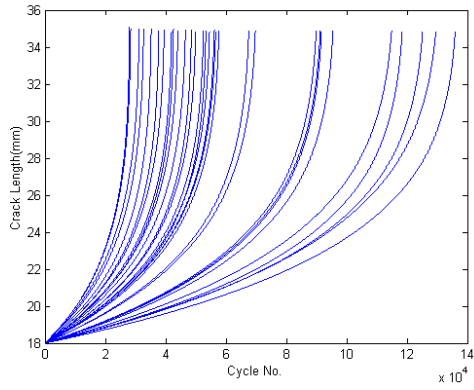
[6] Yang, J.N. and Manning, S.D., "A Simple Second Order Approximation for Stochastic Crack Growth Analysis," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 53, pp. 677-686, 1996.



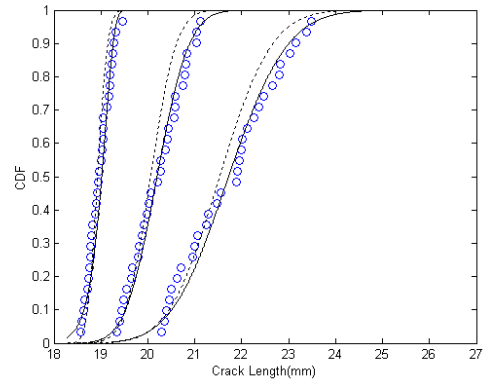
圖一 試片之裂縫成長曲線圖



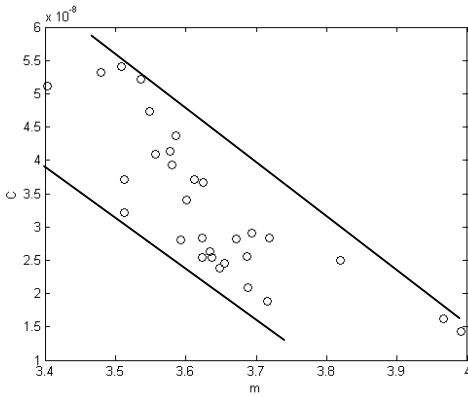
圖二 試片之  $da/dN - \Delta k$  圖



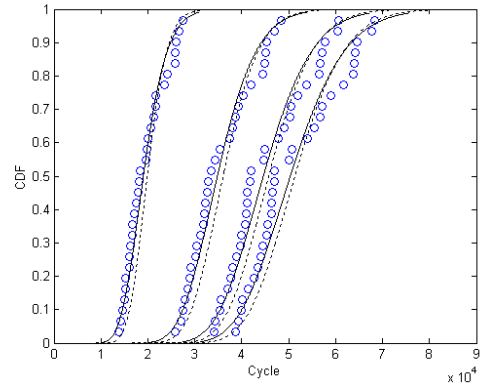
圖三  $m$  與  $C$  皆為隨機變數之裂縫模擬曲線



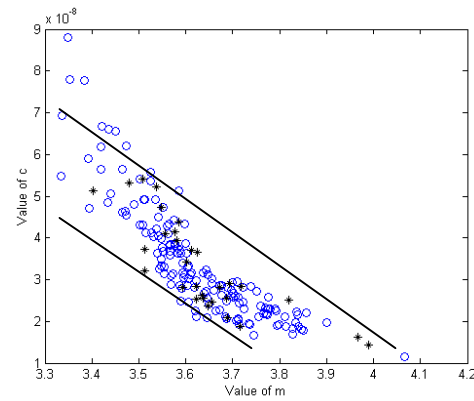
圖七 模擬與實驗結果之比較(I)



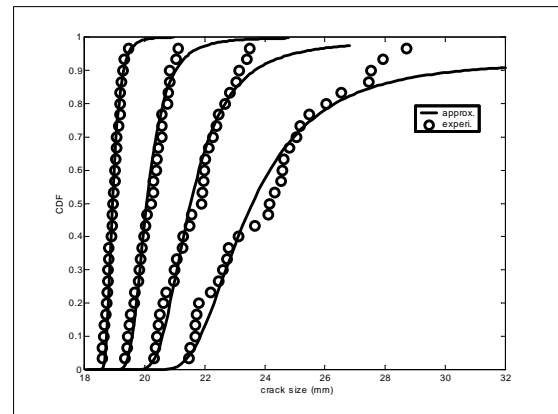
圖四 試片材料參數( $m$ ,  $C$ )之對應圖



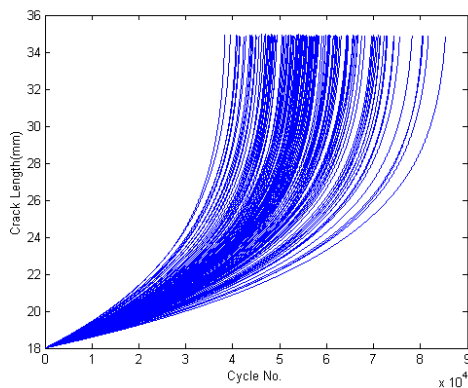
圖八 模擬與實驗結果之比較(II)



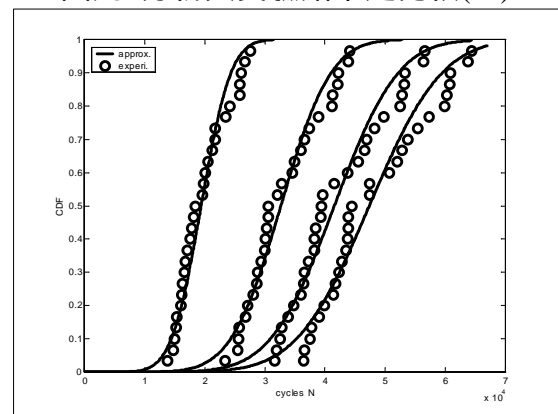
圖五  $r \times s = 15 \times 10$  模擬( $m$ ,  $C$ )之對應圖



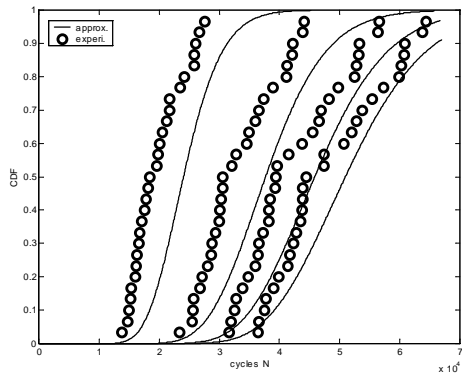
圖九 分析與實驗結果之比較(III)



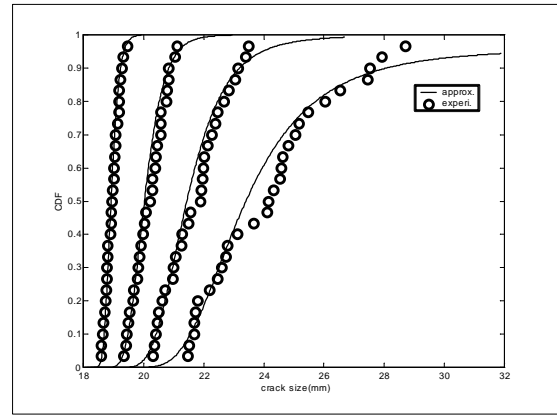
圖六  $r \times s = 15 \times 10$  模擬之裂縫成長曲線



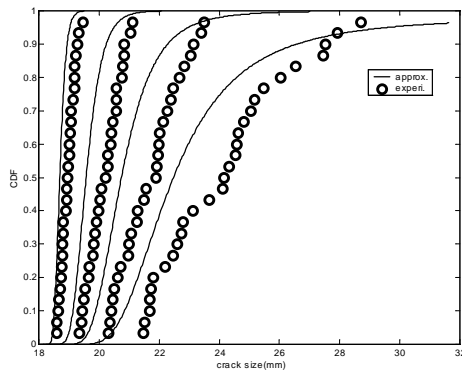
圖十 分析與實驗結果之比較(IV)



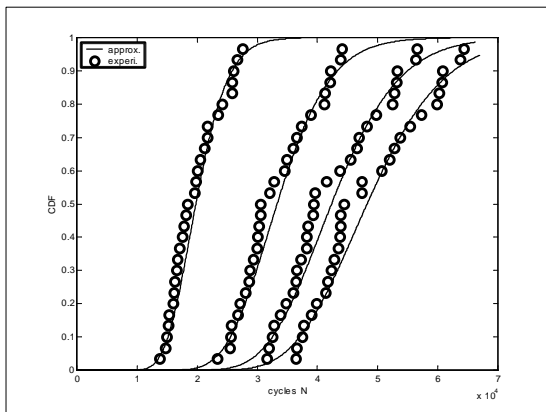
圖十一 分析與實驗結果之比較(V)



圖十四 分析與實驗結果之比較(VIII)



圖十二 分析與實驗結果之比較(VI)



圖十三 分析與實驗結果之比較(VII)

表一 實驗結果之卡方測試

$a$ (mm)	Normal	Lognormal	Weibull
20.0		X	
22.5		X	
25.0		X	
27.5		X	
$N$ (cycle)	Normal	Lognormal	Weibull
10,000		X	
20,000			X
30,000			X

表二 模擬結果之卡方測試

$a$ (mm)	Normal	Lognormal	Weibull
20		X	
22.5		X	
25		X	
$N$ (cycle)	Normal	Lognormal	Weibull
10,000		X	
20,000		X	
30,000		X	

