

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(2/3)

Reliability Analysis of Fatigue Crack Propagation in Compliance with Aeronautical Quality Assurance (2/3)

計畫編號：NSC 90-2212-E-002-236 (第二年)

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、呂正仲 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。本年度延續去年度計劃，採用蒙地卡羅模擬及兩個考慮參數變異與相關性之隨機裂縫成長模式修正式來呈現裂縫延伸與疲勞壽命分佈，同時進行相當數量之等振幅與隨機振幅疲勞裂縫延伸實驗，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 analysis of the fatigue crack growth curves. In the second year of the project, two approaches have been employed for such an analysis. The first approach is a Monte-Carlo simulation method and the second one is based on a modified stochastic fatigue crack growth model. In the latter case, the relationship between two important parameters has been considered in particular.

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 approaches.

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應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，並選擇航空常用之鋁合金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及其可靠度，以為往後航空結構完整性評估之參考。

三、結果與討論

第一年度已執行兩組等振幅實驗，分別為等振幅實驗30片試片一組及等振幅實驗3片試片一組，為便於與第一年度執行實驗相比較，本年度實驗除施加外力不同外，其餘條件設定相同。使用航空界常用之2024-T351鋁合金所製作之CT (Compact Tension)試片共35片。其中25片執行隨機振幅實驗，隨機荷重之訊號產生方式採用能量頻譜密度函數配合Shinozuka [5]所提出之方法產生一系列隨機訊號，設定訊號頻率為5-15 Hz，其平均荷重波峰值為6,118.3 N，平均荷重波谷值為3,881.7 N，總荷重平均值為5,000 N。計數採用規則為「當波峰出現一次時即代表一週期」。圖一為隨機振幅實驗所得之疲勞裂縫成長曲線。另外10片試片執行等振幅實驗，為求與隨機振幅比較，此等振幅荷重設定荷重波峰值為6,118.3 N，荷重波谷值為3,881.7 N，平均值為5,000 N，以求可與隨機振幅實驗相比較之基準，依同方式繪製此等振幅實驗之疲勞裂縫成長曲線及其成長率曲線於圖二，圖三。

另外，我們亦套用與Paris法則形式相似的Yang & Manning法則[6]，企圖觀察除了形式皆為Power Law外其內涵是否也有類似之處。圖四為隨機振幅實驗裂縫成長速率對裂縫長度之曲線，圖五則為等振幅實驗裂縫成長速率對裂縫長度之曲線。兩法則原式要求取自然對數後需呈線性關係，觀察實驗數據圖三~五曲線中央帶皆呈線性關係，符合兩法則之特性。另外，圖四頭尾兩段更有一般常見於裂縫成長速率對應力強度因子幅曲線中第一區陡昇與第三區上揚的現象，更加深兩法則相似之處，本研究決定以此形式相近之兩法則來分析與模擬疲勞裂縫延伸行為。由於Yang & Manning法則不需考慮 ΔK ，用於分析隨機振幅實驗有其便利性，而Paris法則發展較早，驗證資料多，較具準確性，依其個別特性與功能，Yang & Manning法則便於分析隨機振幅實驗，Paris法則可更準確預

測等振幅實驗，於本文稍後介紹電腦模擬隨機與等振幅荷重之工作即以此為分類。

除了疲勞裂縫延伸預估式決定裂縫延伸平均趨勢外，「變異性」亦是本電腦模擬所欲涵括範圍。將所有包含環境、試片規格、人為因素等種種變異情況表現於Paris法則兩參數(m, C)與Yang & Manning法則兩參數(b, Q)上，為一方便之假設，但欲將變異特性顯現於參數組上，則尚需合理之假設。此合理之假設需有兩條件，首先其參數之分佈必須對照於真實實驗數據所求得之分佈，即「參數變異性」必須合理假設；另外，參數彼此之間有相關聯的情況，即「參數相關性」必須考慮。於參數變異性部分，參考文獻[7]，本文以參數(m, C)與(b, Q)皆為隨機變數；在參數相關性部分，參考文獻[8]，將第一年度及第二年度各兩組實驗之參數組繪製於圖六、圖七及表一，可發現參數($m, \log C$)與($b, \log Q$)具有相當程度統計上負相關性。為消除兩參數間之相關性，將Paris法則與Yang & Manning法則修正為下兩式：

$$\frac{da}{dN} = C_0 \left(\frac{\Delta K}{\Delta K_0} \right)^m \quad (1)$$

$$\frac{da}{dN} = Q_0 \left(\frac{a}{a_0} \right)^b \quad (2)$$

其中 $C_0 = C \Delta K_0^m$ ； $Q_0 = Q a_0^b$ ； ΔK_0 與 a_0 為任意常數。於圖八、九中可清楚看出，適當的 ΔK_0 與 a_0 恰可使參數($m, \log C_0$)與($b, \log Q_0$)間達到統計上的無相關性，而此適當 ΔK_0 與 a_0 可經由圖六、七之斜率簡易求得。經由引進 ΔK_0 與 a_0 的Paris法則與Yang & Manning法則修正式，可使參數間的變異係數 (coefficient of variation) 大幅降低，見表二可確認 C_0 與 Q_0 相較於原本的 C 與 Q 有小得多的變異係數。

經此步驟，已處理參數之變異性與相關性，接下來便可以式(1)、式(2)配合逐週次法為基礎來進行電腦模擬，並以參數(m, C_0)與(b, Q_0)取代參數(m, C)與(b, Q)，且參數組皆為隨機變數 (其值在裂縫成長過程中保持定值) 來進行電腦模擬流程。Paris法則模擬流程如下：

- (1) 繪出所有實驗試片的 $m-\log C$ 數據點於同一張圖。
- (2) 針對所有數據點嵌合出最小平方誤差直線方程式的斜率 \hat{B} ，可得 ΔK_0 ，其中 $\Delta K_0 = 10^{-\hat{B}}$ 。
- (3) 求得參數 m 、 C_0 ，其中 $C_0 = C\Delta K_0^m$ 。
- (4) 針對施加相同荷重的試片數據組中參數 m 、 C_0 求其常態、對數常態、韋伯分佈函數，並利用卡方測試求其最佳嵌合函數。
- (5) 利用蒙地卡羅法創造多組電腦模擬參數 (m 、 C_0)。
- (6) 利用逐週次法配合式(1)得到多組電腦模擬 $a-N$ 圖。

針對去年度30片等振幅實驗試片所獲得的數據與今年度10片等振幅實驗試片所獲得之共兩組數據，按照以上模擬流程所創造之100條 ($a-N$) 電腦模擬數據與實驗數據比對於圖十、圖十一，從中可發現不論是平均趨勢或是離散度趨勢，電腦模擬數據皆可合適地涵蓋實驗數據。除此之外，進一步引用可靠度分析方法可更深入觀察電腦模擬數據與實驗數據間之異同。在此分析中，有兩個重要之隨機分佈需求得，一為裂縫成長至任一尺寸所需之循環週次分佈，另一為任一循環週次下之裂縫尺寸分佈，藉由這兩類分佈可詳細描述裂縫延伸各階段下之平均趨勢與離散趨勢。分析流程如下：

- (1) 針對電腦模擬 $a-N$ 圖求相對應的常態、對數常態、韋伯分佈函數，並利用卡方測試求其最佳嵌合函數。
- (2) 繪製電腦模擬數據 CDF (Cumulative Distribution Function) 分佈圖，並與實驗數據分佈圖比較。

為簡化符號，將等振幅實驗30片試片施力狀態所創造出的100組裂縫延伸 ($a-N$) 電腦模擬數據簡稱為「U組電腦模擬」，等振幅實驗10片試片施力狀態所創造出的100組數據稱為「V組電腦模擬」，隨機振幅實驗電腦模擬數據稱為「W組電腦模擬」，兩組等振幅實驗之CDF分佈於圖十二至圖十五，從中可發現趨勢之吻合。

以 Yang & Manning 法則分析隨機振幅實驗流程與上述模擬流程相似，差異僅在

於以 a_0 代替 ΔK_0 。裂縫延伸電腦模擬數據與實驗數據比較於圖十六，CDF 分佈於圖十七、圖十八，亦可發現電腦模擬數據趨勢對應真實數據情況良好

四、計畫成果自評

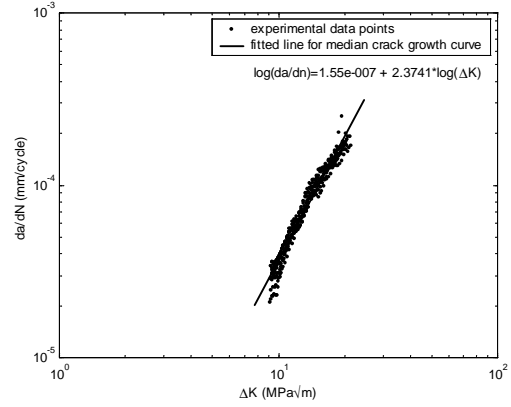
本年度研究中，考慮兩套疲勞裂縫延伸法則中參數的變異性與相關性，提出與去年有所不同的修正式，並配合逐週次法與蒙地卡羅模擬法，建立一系列電腦模擬流程與分析流程，藉著結合疲勞裂縫延伸預估式與可靠度分析，適切地嵌合三組實驗數據。本電腦模擬流程可提供予航空完整性評估之應用，以供往後相關工程設計或分析者之參考；除此之外，本研究所得之實驗數據可提供其他曾經或未來將提出不同隨機疲勞裂縫成長模式之驗證機會。

五、參考文獻

- [1] 蕭飛賓 (召集人)，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---九十一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] K. Ono, "Nondestructive Testing of Aging Aircraft," *Proceedings of the Fourth Far East Conference on Nondestructive Testing*, pp. 3-18, Cheju-Do, Korea, October, 1997.
- [4] C. C. Seher, etc., Special Session on Aging Aircraft, *Proceedings of the Seventh International Fatigue Congress*, Vol. IV, pp. 2499-2582, 1999.
- [5] M. Shinozuka, "Digital Simulation of Random Processes and its Applications," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 25(1), pp. 111-125, 1972.
- [6] J. N. Yang and S. D. Manning, "A Simple Second Order Approximation for Stochastic Crack Growth Analysis," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 53, pp. 677-686, 1996.
- [7] I. Hiroshi, I. Tetsuo and P. Y. Huang, "Experimental Estimation of the Probability Distribution of Fatigue Crack Growth Lives," *Probabilistic Engineering Mechanics*, Vol. 8, pp. 25-34, 1993.
- [8] F. Bergner and G. Zouhar, "A New Approach to the Correlation Between the Coefficient and the Exponent in the Power Law Equation of Fatigue Crack Growth," *International Journal of Fatigue*, Vol. 22, pp. 229-239, 2000.

表一 四組實驗參數相關係數之比較

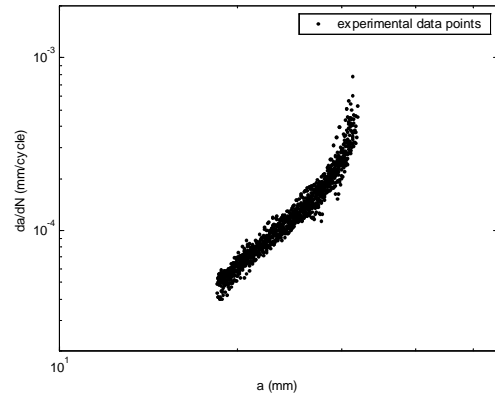
	Corr. of m and $\log_{10} C$	Corr. of b and $\log_{10} Q$
Constant Amplitude 30 specimens	-0.910	-0.985
Constant Amplitude 3 specimens	-0.997	-0.999
Constant Amplitude 10 specimens	-0.985	-0.997
Random Amplitude 25 specimens		-0.996
Total specimens	-0.992	-0.987



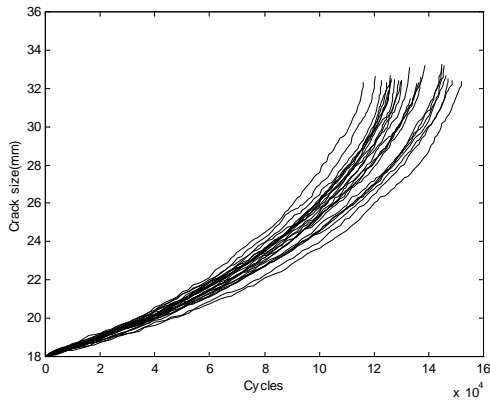
圖三 等振幅實驗 10 片試片之 $da/dN - \Delta K$ 圖

表二 四組實驗參數之變異係數比較

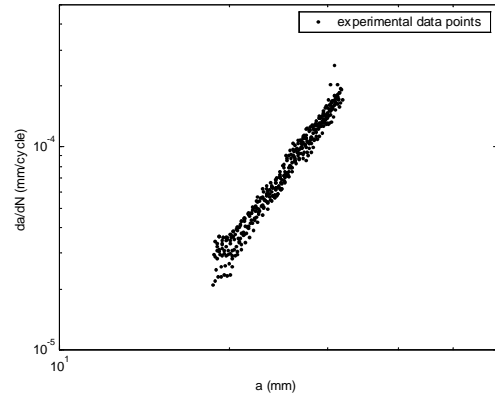
Cov. (%)	m	C	C_0	b	Q	Q_0
Constant Amplitude 30 specimens	4.2	52.0	17.4	4.6	194.4	18.8
Constant Amplitude 3 specimens	12.1	139.4	34.4	14.9	172.1	65.4
Constant Amplitude 10 specimens	7.6	36.2	7.2	6.7	67.6	11.9
Random Amplitude 25 specimens				6.4	62.7	7.7



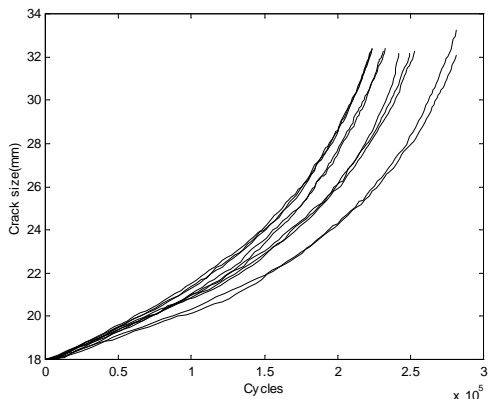
圖四 隨機振幅實驗 25 片試片之 $da/dN - a$ 圖



圖一 隨機振幅實驗 25 片試片之 $a-N$ 圖



圖五 等振幅實驗 10 片試片之 $da/dN - a$ 圖



圖二 等振幅實驗 10 片試片之 $a-N$ 圖

