

出國報告〔出國類別：其他(開會)〕

2010 年度第二十六屆飛機結構整合 計畫(ASIP)年會出國報告

服務機關：中山科學研究院第一研究所

姓名職稱：陳秉楠 聘用技士

派赴國家：美國

報告日期：99/12/31

出國時間：99/11/28-99/12/04

國防部軍備局中山科學研究院出國報告建議事項處理表			
報告名稱	2010 年度第二十六屆飛機結構整合計畫(ASIP)年會出國報告		
出國單位	中科院一所	出國人員級職/姓名	聘用技士/ 陳秉楠
公差地點	美國/德州	出/返國日期	99.11.28 / 99.12.04
建議事項	一、 規劃『固定座』疲勞壽命提昇事宜： 本屆 ASIP 會議上有一篇論文敘述到零件表面施以雷射衝擊強化，可提昇金屬結構件的疲勞壽命。此製程特性可應用於固定座的壽限管理上。 對照簡報資料得知，第 62 頁說明其破壞起始點有發現孔蝕(pits)，且其破壞機構研判為低週疲勞破壞(LCF Failure)。再比照第 61 頁的斷面觀察照片，在疲勞紋(Striation)上有發現孔蝕的跡證，並配合使用時數約遞減至 1/10，綜合上述結果研判本件的破壞機構極有可能是腐蝕疲勞(Corrosion Fatigue)而不僅是一般的低週疲勞。 腐蝕疲勞是腐蝕環境與循環應力同時交互作用的結果，因此其控制方式可歸納為三種途徑；改變環境、改進設計(改變應力和材料)、表面處理。(1)改變環境包括去除環境中的腐蝕蝕劑成分，陽極處理便是屬於此類控制腐蝕疲勞的方法(2)改進設計對於控制腐蝕疲勞也非常重要，降低結構零件承載反覆應力水平，或者選用在使用環境中穩定的結構材料，均是常用的方法(3)表面處理根據功用可以分成兩類：①		

改變機件表面應力狀態的表面處理，例如珠擊，可以使表面層保持壓縮應力的狀態，並能顯著提昇腐蝕疲勞壽命。但當表面層遭受腐蝕後，這種影響不復存在

②另一類為防護層表面處理，其中鋁合金的包鋁層(Alclad)便是一例。由於這類防護性鍍層防止了環境對機件的腐蝕作用，顯著增加了腐蝕疲勞無裂紋壽命。

固定座在不大幅改變零件加工藍圖的情況下，且考量臺灣屬海島氣候腐蝕環境異常嚴苛，未來製作新件前，建議事先告知其零件製造程序中，於機械加工完工後先加上一道『珠擊強化(Shot Peening)』的製程(珠擊位置為裂縫產生的 R 角部位)，然後再進行陽極防蝕處理，如此一來，疲勞使用壽命應可趨近原設計者的要求。

二、 參加 ASIP 年會工程技術研討會：

2010 年的飛機結構整合計畫會議，是專為聚集全球飛機結構整合領域的先進所設計，以及針對軍用和商用機隊，散播其飛機結構工藝技術等訊息。

第 26 屆飛機結構整合計畫(ASIP)工程技術研討會持續提供給結構整合負責人間，有關技術訊息互相交流的討論平台，項目包括設計、分析(結構分析和失效肇因分析)、測試、製造、認證、非破壞評估/檢測、保養、維修、安全性、風險評估和降低、耐久性及壽限管理等。此技術交流有助於提供適切的溝通管道，確保每個與會單位都明瞭彼此的能力和需求。對於空

	軍、海軍、陸軍、太空總署(NASA)和美國聯邦航空局而言，ASIP 會議已愈來愈形重要，因為一直持續強調維持老齡飛機的適航性。由於我國國軍所使用的飛機較老舊，因此更需加倍關注。 ASIP 會議不屬機密等級且未設定出席限制，它已成為國際上公認為此技術領域的重要會議。因此，大量稱職的全球工程人員均期望參與此盛會，並提出廣泛的技術觀點予以討論。 ASIP 中所敘述的分析技術屬結材組專業，如上所述分析又可分解為結構分析和失效肇因分析，以往本所較偏重結構分析方面。破損件斷面分析可能並不足以確定失效的直接原因，然而斷面觀察在這類調查中卻可開啓關鍵的作用。因此，結合冶金破損定性分析及結構受力定量分析，足以提昇飛機的妥善率，達成機隊管理的成效。建議未來能遴選設計分析與材料專長各一人參與會議，應可收最大成效。
處理意見	一、進行工程輔訪時，說明會議結果及討論機隊管理相關議題。 二、後續有關 ASIP 工程技術研討會議的參與，本院將遴選與 ASIP 工作密切相關人員參與會議研討。

國防部軍備局中山科學研究院
九十九年 度 出 國 報 告 審 查 表

出國單位	中科院一所	出國人員 級職姓名	聘用技士 陳秉楠
單 位	審 查 意 見		簽 章
一級單位			
計 品 會			
保 防 安 全 處			
企 劃 處			
批 示			

國外公差人員出國報告主官（管）審查意見表

中科院一所於 2010 年 11 月 28 日至 12 月 04 日間，派遣專業人員赴美，參加第二十六屆飛機結構整合計畫(ASIP)年會。會議地點為美國德州聖安東尼的會議中心，本院與會人員除聽取年會的工程技術報告外，並將 Clark 教授之簡報重點歸納為三個延壽管理方案，(1)降低裂縫成長速率(CCGR)等同延長結構的疲勞壽命(2)強化表層是提高零件疲勞強度的有效方法(3)敘述腐蝕疲勞的斷面特徵，這些資料可做為機隊管理執行與未來規劃之參考與借鏡。

此次與會所蒐集到的疲勞斷面定量分析技術資料，未來結合本所既有的定量結構分析能量，應能提昇本院之專業分析能量至極致。同時將 Clark 教授對於疲勞緊要件的延壽工程技術的解決方案，運用於固定座結構損傷問題上。此舉不僅可提昇機隊管理的技術服務品質，並能確保飛安與提昇妥善率。返國後本計畫相關同仁進行工程輔訪時，提報會議結果及討論機隊管理相關議題。

本所多年來以飛機結構專業技術能量提供機隊管理技術服務與協助，成效顯著有目共睹，深獲肯定。此次會議在本院專業人力的全力支援下，蒐集到疲勞斷面定量分析的技術資料，圓滿達成任務，顯示本院執行此計畫有實質之助益。本院未來將繼續秉持此長期一貫的立場，協助及滿足需求，繼續參與此計畫。

出國報告審核表

出國報告名稱：2010 年度第二十六屆飛機結構整合計畫(ASIP)年會出國報告			
出國人姓名		職稱	服務單位
陳秉楠		聘用技士	中科院一所
出國類別	☐ 考察 ☐ 進修 ☐ 研究 ☐ 實習 ☒ 其他（開會）（例如國際會議、國際比賽、業務接洽等）		
出國期間：99 年 11 月 28 日 至 99 年 12 月 04 日		報告繳交日期：99 年 12 月 31 日	
計 畫 主 辦 機 關 審 核 意 見	☐ 1.依限繳交出國報告 ☐ 2.格式完整 ☐ 3.無抄襲相關出國報告 ☐ 4.內容充實完備 ☐ 5.建議具參考價值 ☐ 6.送本機關參考或研辦 ☐ 7.送上級機關參考 ☐ 8.退回補正，原因： ☐ 不符原核定出國計畫 ☐ 以外文撰寫或僅以所蒐集外文資料為內容 ☐ 內容空洞簡略或未涵蓋規定要項 ☐ 抄襲相關出國報告之全部或部分內容 ☐ 電子檔案未依格式辦理 ☐ 未於資訊網登錄提要資料及傳送出國報告電子檔 ☐ 9.本報告除上傳至出國報告資訊網外，將採行之公開發表： ☐ 辦理本機關出國報告座談會（說明會），與同仁進行知識分享。 ☐ 於本機關業務會報提出報告 ☐ 其他_____ 敬會：保防官 ☐ 10.其他處理意見及方式：		
	出國人員	初審	一級單位主管
審 核 人			

說明：

- 一、各機關可依需要自行增列審核項目內容，出國報告審核完畢本表請自行保存。
- 二、審核作業應儘速完成，以不影響出國人員上傳出國報告至「政府出版資料回應網公務出國報告專區」為原則。

報 告 資 料 頁			
1.報告編號： CSIPW-99F-E0009		2.出國類別： 其他(開會)	3.完成日期： 99/12/31
			4.總頁數： 51
5.報告名稱：2010 年度第二十六屆飛機結構整合計畫(ASIP)年會出國 報告			
6.核准 文號	人令文號	99.11.25 國人管理字第 0990016870 號	
	部令文號	99.11.23 國備獲管字第 0990017438 號	
7.經 費		新台幣： 101,916 元	
8.出(返)國日期		99/11/28 至 99/12/04	
9.公 差 地 點		美國/德州/聖安東尼會議中心	
10.公 差 機 構			
11.附 記			

行政院及所屬各機關出國報告提要

出國報告名稱：2010 年度第二十六屆飛機結構整合計畫(ASIP)年會出國報告

頁數 51 含附件：☒是☐否

出國計畫主辦機關/聯絡人/電話：中科院一所/陳秉楠/503030

出國人員姓名/服務機關/單位/職稱/電話：陳秉楠/中科院一所/聘用技士/503030

出國類別：☐1 考察☐2 進修☐3 研究☐4 實習☒5 其他(開會)

出國期間：99/11/28-99/12/04 出國地區：美國德州

報告日期：99/12/31

分類號/目

關鍵詞：飛機結構整合計畫、機隊管理、容損分析、疲勞斷面定量分析

內容摘要：(二百至三百字)

本院航研所派員參加美國空軍舉辦之 2010 年度第二十六屆飛機結構整合計畫(ASIP)年會。由年會中 Clark 教授提報澳洲機隊管理的執行現況與案例說明、支援的研發計畫(包括延壽管理及腐蝕探討)，及機隊損傷型式的斷面觀察分析等的專業訊息，可協助執行各型機之維修、結構壽期管理工作。本計劃透過 ASIP 網頁技術平台，蒐集到疲勞斷面定量分析的技術資料，期望未來能結合既有的定量結構分析能量，提昇機隊管理的技術服務品質，並能確保飛安與提昇妥善率。本次會議中，共獲得有超過 37 篇的工程技術報告，由研討會的報告中獲知各使用國對飛機結構腐蝕防治、壽命評估、結構維修及飛機延壽技術等相關資訊，圓滿達成出國預定目標。

目 次

壹、目的	-----	(11)
貳、過程	-----	(12)
參、心得	-----	(15)
肆、建議事項	-----	(49)
附 件	-----	(51)

報告名稱：2010 年度第二十六屆飛機結構整合計畫(ASIP)年會出國報告

壹、目的

飛機結構整合計畫(Aircraft Structure Integrity Program, ASIP)係針對飛機結構於發展階段之設計、分析、測試、製造、認證、非破壞評估/檢測、保養、維修、安全性、風險評估和降低、耐久性、壽限管理與使用階段之管理的整合性計畫，其內容包括全程發展階段(Full Scale Development)及機隊管理階段(Force Management)，共有五個工作要項(Task)。Task I、II、III為全程發展階段，Task IV、V為機隊管理階段。本院航研所參與 ASIP 年會不僅可瞭解世界各國專家及使用國對飛機結構腐蝕防治、壽命評估、結構維修及飛機延壽等技術，還可蒐集到各使用國機隊管理、結構損傷及修補經驗等相關資訊，俾利執行機隊管理計畫。

此次與會所蒐集到疲勞斷面定量分析的技術資料，期望未來能結合既有的定量結構分析能量，將中科院之專業分析能量提昇至極致。同時將 Clark 教授對於疲勞緊要件的延壽工程技術的解決方案，可運用於固定座結構損傷問題上。本次派員參加 2010 年度第二十六屆飛機結構整合計畫(ASIP)年度大會，承襲以往，應能提昇機隊管理的技術服務品質，並能確保飛安與提昇妥善率。

貳、過程

2010 年度第二十六屆飛機結構整合計畫(ASIP)年會，由會議主席 Charlie Babish 先生致詞揭開序幕。主席依會議程序先頒發 2010 年的林肯獎給澳洲 RMIT 大學的 Graham Clark 教授，並由 Clark 教授提報該計畫在澳洲的執行現況、該國機隊管理的案例說明、支援的研發計畫(包括延壽管理及腐蝕探討)，及機隊損傷型式的斷面觀察分析等。會議期間總共安排十一場次超過 37 篇的工程技術報告，由研討會的報告中獲知各使用國對飛機結構腐蝕防治、壽命評估、結構維修及飛機延壽技術等相關資訊，圓滿達成出國預定目標。

此次飛機結構整合會議議程如下

2010 年度第二十六屆飛機結構整合計畫(ASIP)年會日程表

日期	星期	時間	議程
2010.11.29	一	16:00 – 18:00	1. 報到及領取會議書面資料
2010.11.30	二	08:00 – 09:15	1. 參加開幕典禮，聽取大會主席報告及頒獎
			2. 澳洲人在飛機結構整合計畫的觀點
		09:45 – 11:45	3. 第一場研討會：綜論 I
			- F-15 機持續進行 ASIP
			- B-1 機的 ASIP 綜論—疑難問題、真正的解決方案、大有可為的未來
			- F-16 機持續進行 ASIP：針對金屬結構件的失效或安全，探討修訂美軍容損準則的衝擊
			- 以強度歸納與操作限制的發展，運用於 F-35 計畫
		13:00 – 15:00	4. 第二場研討會：特性、模擬分析及測試 I
			- 接合後複材結構之缺陷影響和容損研究

			- 對於 A-10 機身縱樑的開裂，探討有限元素分析和容損分析的發展 - F-35C 閃電 II 號的全尺寸機落錘測試
		15:30 – 17:30	5. 第三場研討會：非破壞檢測/評估及結構健康監測 - 美軍非破壞檢測精進計畫 - 大型運輸機的存活力和有條件檢修 (CBM) 探討 - 比較輻射值計算法與傳統 X 光照相膠片的裂紋檢測 - 檢驗樣本量：超越空軍材料指示教冊 21-102
2010.12.01	三	08:00 – 09:30	1. 第四場研討會：綜論 II - F-15 機結構拆卸與分析支援專案 - 有效的 ASIP，可不論已發展成的檢測機率—F-16 隔框位於機身站位 341 開裂之非破壞檢測案例研究 - 故障預測：由經驗教訓直至今日
		10:00 – 12:00	2. 第五場研討會：故障預測及風險分析 - C-5A 機身後頂蓋蒙皮之連續性相關風險分析 - F-22 機定期維護的最佳化 - 對於機隊持續性飛越領空準則的應用 - UH-1N 直昇機尾桁附屬固定座的容損分析—以風險為基的方法
		13:45 – 15:15	3. 第六場研討會：特性、模擬分析及測試 II - B-2 機後艙面非線性熱機分析的驗證 - Ti-64 在 STOA 狀態下轉角裂縫的粗晶對於疲勞裂縫成長的影響 - 探討與機齡相關負載譜的影響，並運用於使用壽命分析上
		13:45 – 15:15	4. 第七場研討會：更換概念 - 飛機機翼纖維金屬層的考量—我們應該知道什麼？ - 針對纖維金屬層內的裂縫，以有限元素為基的應力強度解法 - 纖維強化鋁合金 (GLARE) 疊層的衝擊特性探討

2010.12.02	四	08:00 – 09:30	1. 第八場研討會：維修及更換概念 - 重新設計 C-130 中機翼彩虹固定座的備份件 - 針對飛機主構件在設計-建構-驗證程序中，管理大面積殘留應力衝擊的綜合方法 - B-1 機背脊縱樑雙補片的正壓接合
		10:00 – 12:00	2. 第九場研討會：綜論 III - F-35 機閃電 II 號計畫之全尺寸機靜力及耐久測試綜論 - 驗證 F-15C 機的使用壽命能超越 2025 年 - KC-135 機個別飛機追溯計畫(IATP)的議題 - 不合格的鈦合金—美軍對於次標準材料威脅的回應
		13:30 – 15:00	3. 第十場研討會：延壽概念 I - F-22 機雷射衝擊強化維修工廠變革及減少風險 - 藉由低塑變拋光製程(LPB)，減緩 F-16 機翼派龍挖孔部位之疲勞和裂縫傷害 - 孔的修補解法 101 種—利用冷擴孔法執行結構連接修補方案
		15:30 – 17:00	4. 第十一場研討會：延壽概念 II - 耐操的疣豬—新型 A-10 機翼的壽命提昇 - 冷加工孔的確認與驗證 - 將雷射強化的殘留應力值結合成一個整體壽命評估法

參、心得

飛機結構整合計畫(ASIP)工程技術的項目包括設計、分析(結構分析和失效肇因分析)、測試、製造、認證、非破壞評估/檢測、保養、維修、安全性、風險評估和降低、耐久性及壽限管理等。如上所述分析又可分解為結構分析和失效肇因分析，以往本所針對疲勞緊要件較偏重結構分析方面，十幾年來本所提供機隊管理的技術服務與協助，成效顯著有目共睹，也深獲肯定。至於失效肇因分析又分為定性分析與定量分析兩種，此次與會有蒐集到疲勞斷面定量分析的技術資料，期望未來能結合既有的定量結構分析能量，提昇機隊管理的技術服務品質，並能確保飛安與提昇妥善率。

以下詳述說明『疲勞失效斷面定量分析的應用』的內文：

1. 前言

失效分析的最高境界，應是藉由事故分析之經驗累積以及故障率的量化統計，回饋至設計與製造初期，希能發揮防範未然、先期發現和改正、及判斷的功能，以避免造成飛安事故，帶來血的教訓。

長久以來，人類一直存有一種企圖心，那就是希望能透過科學邏輯分析方法的運用，【精準的量化結構零件的使用壽命】，此部份是由系統工程管理中之可靠性工程所驗證出的可行方案。

在對失效的零件進行分析的過程中，有時不僅需要對斷面進行定性診斷，而且更需要對斷面進行定量分析，以推斷材料性能及導致斷裂失效的一些基本參數。同時斷面的定量分析也可做為確定零件的安全壽命與檢修週期提供科學依據。可以說，斷面定性診斷是定量分析的基礎和前提，而定量分析則是斷面定性分析的深入和發展。

工程應用上對『疲勞失效斷面定量分析』定義為，希望能預測並評估各重要結構件的使用壽命，並訂定出『定更件』之週期。當然此部份須透過定期追蹤、檢驗分析，及研判壽命評估的正確性，並做適時修正，方能克盡其功。

2.疲勞斷面定量分析在疲勞緊要件失效分析中的應用

在對失效的零件進行分析的過程中，有時不僅需要對斷面進行定性診斷，而且需要對斷面進行定量分析，以推斷材料性能及導致斷裂失效的一些基本參數。同時斷面的定量分析也可做為確定零部件的安全壽命與檢修週期提供科學依據。可以說，斷面定性診斷是定量分析的基礎和前提，而定量分析則是斷面定性分析的深入和發展。

金屬斷面的定量分析主要指對斷面表面的成分、結構和形態特徵等方面進行定量參數的描述和表示。斷面表面的成分定量分析是指對斷面表面平均化學成分、微區域的成分(EDS 或 EPMA)、元素的面分佈(MAPPING)以及線分佈(LINE SCAN)、元素沿深度的變化、夾雜物及其它缺陷的化學元素比等參數進行分析和表示;斷面表面結構定量分析的對象是斷面所在斷面的晶面指數、斷面表面微區(夾雜、第二相等)的結構;斷面形態特徵的定量分析的內涵是斷面表面的各種“花樣”，包括各種斷面特徵花樣區域的相對大小以及與材料組織、結構、性能及導致發生斷裂的力學條件、環境條件之間的相互關係。因此，斷面定量分析研究涉及的領域非常廣。內容十分豐富。而疲勞失效約佔所有失效模式的 70% 至 80% 左右，因此更突顯疲勞斷面定量分析的重要。如上文所述，由於斷面定量分析所涉及的領域過於廣泛，因此本文所論述的僅僅涉及斷面表面形態特徵定量分析中的一部分:即透過疲勞裂紋尺寸及疲勞紋或弧線間距的測定來確定疲勞裂紋擴展壽命、原始疲勞質量以及疲勞應力大小、疲勞斷裂順序等。

2.1.疲勞紋間距的測定方法

利用斷面疲勞紋間距(微觀)進行定量分析的理論依據是:

每一疲勞紋相當於負載或應變的一次循環;而每一條疲勞弧線(巨觀)則相當於裂紋擴展過程中載荷或應變發生一次大的改變(如載荷譜的加載、環境條件等的改變)。利用疲勞紋或弧線間距進行斷面定量反推的前提是能夠對疲勞斷面上的疲勞紋或弧線間距進行測定。目前一般採用實體光學顯微鏡、掃描式電子顯

微鏡或穿透式電子顯微鏡等儀器觀察斷面上的疲勞紋。

2.1.1. 實體光學顯微鏡

對於負載譜加載的失效件或低週疲勞失效件，可在實體光學顯微鏡下直接數出在一定長度內的疲勞弧線或疲勞紋數目。該方法簡便、直觀、準確，利用實體顯微鏡觀察時通常採用偏光照明，以增強襯度。然而由於實體顯微鏡分辨率及放大倍數的限制，細密的疲勞紋有時則難以分辨。

2.1.2 掃描式電子顯微鏡

利用掃描式電子顯微鏡對距疲勞起始區不同距離的部位拍攝照片，從而可測得相對應的疲勞紋間距的平均值。

掃描電子顯微鏡景深長、放大倍率高，分辨率較光學顯微鏡大大提高，加上電子顯微鏡近年來在【試樣台】方面的改進，使得利用掃描式電子顯微鏡來進行疲勞斷面的定量分析更為方便。

然而利用掃描式電子顯微鏡測定的疲勞紋間距與實際間距之間存在差異。

圖 1 說明了疲勞紋間距與其投影圖像的幾何關係，圖中 L_T 為

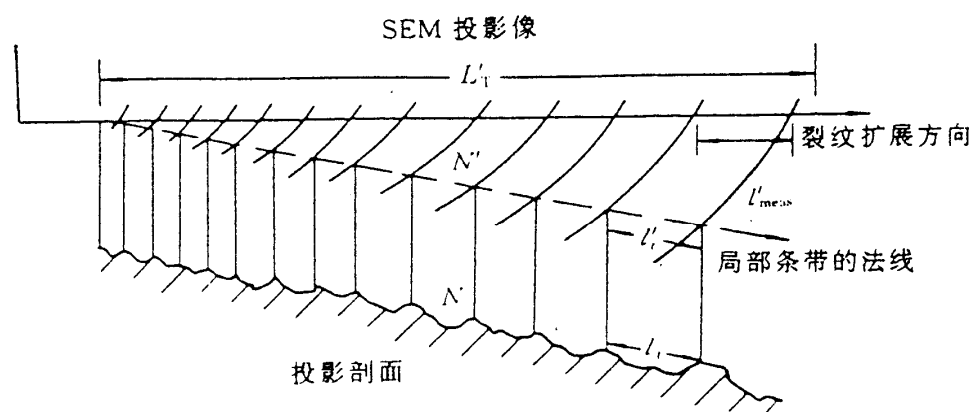


圖 1. 疲勞紋間距與其圖像的幾何關係

測量長度， N 為疲勞紋數目， l_T 為真實疲勞紋間距， l'_{mean} 為在裂紋擴展方向上測量的疲勞間距。

在掃描式電子顯鏡圖片中的裂紋擴展方向上，疲勞紋的平均間距可按下式計算

$$\bar{l}'_{mean} = \frac{L'_T}{N'} = \frac{l}{N'_L} \quad (2-1)$$

式中 L'_T — 測量的距離。

N' — 處於該距離中的疲勞紋數。

N'_L — 單位測量線上的疲勞紋數目。

由於疲勞紋法線方向通常與裂紋擴展方向不同，因此必須進行角度校正。

從體視學方程^[1]可得到

$$\bar{l}'_{mean} = \left(\frac{\pi}{2} \right) \bar{l}'_t \quad (2-2)$$

式中 $\bar{l}'_t$ 是疲勞紋法線方向的平均間距。同時也應考慮粗糙度因素。如果線性粗糙度參數 R_L 已知，就能夠估計粗糙度因素的影響。假設整個剖面長度的 R_L 等於局部真實疲勞紋平均間距 $\bar{l}'_{mean}$ 與它的平均投影長度 $\bar{l}'_t$ 的比，即

$$R_L = \frac{l_{profile}}{\bar{l}'_{mean}} = \frac{\bar{l}_t}{\bar{l}'_t} \quad (2-3)$$

將 (2-1)、(2-2) 式代入 (2-3) 式，可得

$$\bar{l}_t = R_L \cdot \bar{l}'_{t=R_L} \cdot 2/\pi \cdot \bar{l}'_{mean} = 2/\pi (R_L/N'_L) \quad (2-4)$$

上式考慮了位向和粗糙度兩個修正因素的綜合關係式，在測得 R_L 及 N'_L 後，即可求出疲勞斷面的真實疲勞紋平均間距。

2.1.3 穿透式電子顯微鏡複型

穿透式電子顯微鏡複型技術的優點在於分辨率高，測出的疲勞紋間距與真

實疲勞紋平均間距較為接近。但缺點是不能在斷面上直接觀察，需採用二次複型，程序較為複雜。

疲勞斷面複型時通常採用二次複型，為了便於觀察，噴鍍碳及重金屬鉻的方向均垂直於疲勞紋，且與斷面成 45° 。

如疲勞裂紋較長，則將噴鍍後的膜分成若干個放在銅網上溶解，然後放在電子顯微鏡下觀察，測定 $a_i \sim a_j$ 處疲勞紋平均間距。

如裂紋較短，難以分成較多的小膜進行巨觀的統計計算，則可在裂紋源的一側作一箭頭，使裂紋垂直於箭頭方向，並使箭頭方向與裂紋擴展方向一致。由於銅網的每一網格均有確定的尺寸，利用銅網網格的位置可確定觀察點距起始區的距離。若觀察點位置正好位在距 a_i 為 n 個網格的距離，則此觀察點（所拍攝照片處）位置距疲勞裂紋源點的距離為

$$a_k = a_i + (n - 0.5) \times 0.17(\text{mm})$$

式中 0.17mm 為每一標準銅網網格的直徑。對該處觀察到的疲勞紋照相並在照片上測出 da/dN 。這樣依次進行，可以作出一組 $a_k \sim (da/dN)_k$ 的曲線，經曲線擬合（Curve Fitting）後進行計算，即可求得 a_o 至 a_f 區間內的疲勞擴展壽命 N_p 。

2.2. 斷面反推疲勞紋擴展壽命的基本方法

若令每一負載循環下的疲勞裂紋擴展量為 μ ，則

$$\begin{aligned}\mu &= da/dN \quad \text{或} \\ dN &= da / \mu\end{aligned}\tag{2-5}$$

式中 a — 裂紋長度。

N — 循環次數。

只要在斷面上若干離起始區不同距離長度的裂紋 a_i 處測量疲勞紋間距，或

沿一定長度的直線上測量疲勞紋數目，便可作出每一負載循環下的裂紋擴展量（或單位裂紋長度上的疲勞紋數）與裂紋長度相互關係的試驗曲線。進而可求得疲勞裂紋擴展壽命 N_p

$$N_p = \int_{a_0}^{a_f} da / \mu \quad (2-6)$$

式中 a_0 — 微裂紋開始擴展時的尺寸。

a_f — 發生瞬斷時的裂紋尺寸。

對於負載譜加載，式（2 - 6）依然適用，只是此時 N 為負載譜的數目， da 為疲勞弧線間距。

當構件存在裂紋，在疲勞負載作用下裂紋不發生擴展的條件是裂紋尖端的應力強度因子變化 ΔK_{σ_m} 小於對應的應力比值下之裂紋擴展門檻值 $\Delta K_{th, \sigma_m}$ ，即

$$\Delta K_{\sigma_m} < \Delta K_{th, \sigma_m}$$

式中 σ_m 為疲勞應力平均值， $\Delta K = K_{max} - K_{min}$ 。

當構件承受一穩定的交變負載時，裂紋擴展速率可用下式表達

$$\frac{da}{dN} = \begin{cases} c_1 \Delta K^{m_1}, & 10^{-6} < \frac{da}{dN} < 10^{-4} (\text{mm/N}) \\ c_2 (\Delta K - \Delta K_{th})^{m_2}, & 0 < \frac{da}{dN} < 10^{-6} (\text{mm/N}) \\ 0, & \Delta K < \Delta K_{th} \end{cases} \quad (2-7)$$

式中 c_i, m_i ($i=1,2$) 均為材料常數。

在一些特殊條件下，構件中雖存在裂紋，但只有在某種特定條件下^[3]才存在 $\Delta K_{\sigma_m} > \Delta K_{th, \sigma_m}$ ，且在一個振動週期內疲勞裂紋擴展速率變化的規律如圖 2 所示。因此不能用斷面定量測定疲勞紋間距來求得疲勞裂紋擴展壽命。由於在過

渡轉速下發生瞬間振動導致裂紋擴展，每一次振動擴展均會在斷面上留下疲勞弧線，即為發生振動的次數。此時疲勞裂紋擴展壽命 N_p ，即裂紋從 a_o 擴展到 a_c 所經歷的負載發生大的變化的次數，可通過下式計算

$$N_p = \int_{a_o}^{a_c} \frac{dH}{da} \cdot P\{\Delta K_{\sigma_m} > \Delta K_{th, \sigma_m}\} da \quad (2-8)$$

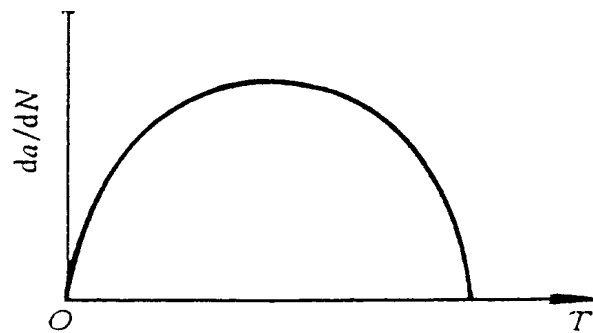


圖 2. 在一個振動週期內疲勞裂紋擴展規律示意圖

dH 為疲勞弧線間距， P 為引擎轉動件發生共振的概率。

此處須強調說明，關於微觀疲勞裂紋開始擴展的尺寸，沒有一個統一嚴格的定義，同時該尺寸受負載類型、構件形狀等影響較大。微裂紋形成的過程實際上是一個緩慢的微缺陷的擴展過程，不過因受檢測能力及實際構件形狀等的影響，一般工程上定量計算時，大都人為的將一個裂紋長度定義為裂紋開始擴展的尺寸 a_o 。目前工程上 a_o 約取 $0.3 \sim 0.5\text{mm}$ 。

就目前斷面反推技術常用的檢測儀器而言，在速率小於 $10^{-6}\text{mm}/\text{循環}$ 內要分辨疲勞紋間距是異常困難的，因而工程上利用斷面反推裂紋擴展壽命，通常僅指疲勞裂紋擴展速率在 $10^{-6} < da/dN < 10^{-4}\text{mm}/\text{循環}$ 的有限範疇內。

利用斷面反推計算疲勞裂紋擴展壽命的關鍵，是得出疲勞裂紋擴展速率

da/dN 的數學表達式。有關描述疲勞裂紋擴展速率 da/dN 的數學表達式很多，但較為實用且應用最為廣泛的，仍是人們熟知的 Paris 公式（後續將會詳述此公式）。另一個較為廣泛應用的表達式是根據圖 3 建立的經驗公式

$$1/\mu = A + Be^{-a/C} \quad (2-9)$$

式中 A、B、C 為常數，其值可從圖 3 求得，1/μ 為單位長度的疲勞紋數目。

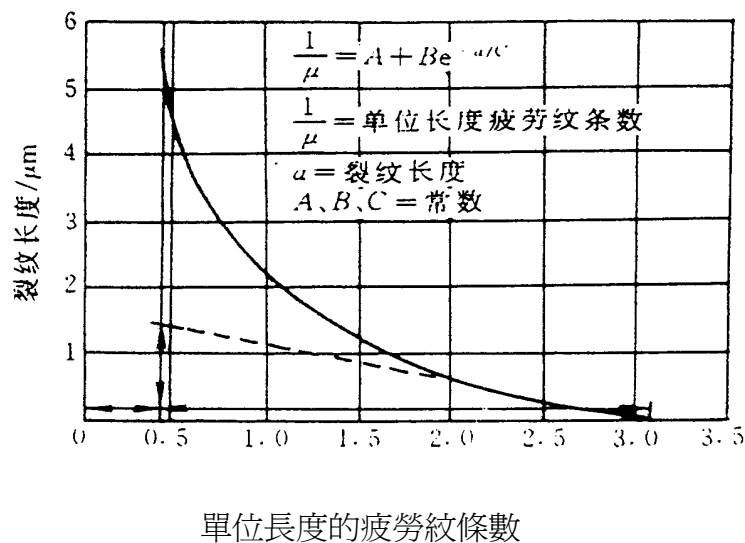


圖 3. 經驗關係式

由 $dN = da/\mu$ 積分，得

$$N = \int dN = \int da/\mu = C [Aa/C + B(1 - e^{-a/C})] \quad (2-10)$$

上式即可求出疲勞裂紋擴展壽命 N_p ，該方法與構件的形狀等無關，因而不能從失效件斷面上獲取更多的定量訊息。

從 Paris 公式也可推導出疲勞裂紋擴展速率與裂紋長度之間的關係，即

$$da/dN = c(\Delta K)^m \quad (2-11)$$

式中 c, m 為材料常數， $\Delta K = \Delta \sigma (\pi a)^{1/2} Y(a, b, \dots)$ 。Y 為與裂紋有關的構件形

狀因子， $\Delta \sigma$ 為最大應力 $\sigma_{\max}$ 和最小應力 $\sigma_{\min}$ 之差， a 為裂紋長度。

對給定構件及恆定交變負載 $\Delta \sigma$ ，則有

$$\Delta K = A \sqrt{a}$$

其中， $A = Y \cdot \pi \Delta \sigma = \text{常數}$ 。

$$\mu = da/dN =$$

$$c (A \sqrt{a})^m = c_o a^{m/2} \quad (2-12)$$

其中 $c_o = c A^m$

$$\begin{aligned} N &= \int_{a_o}^{a_f} \frac{da}{c_o a^{m/2}} \\ &= \frac{2}{(2-m)c_o} a^{1-\frac{m}{2}} \Big|_{a_o}^{a_f} \\ &= \frac{2}{(2-m)c_o} [a_f^{1-\frac{m}{2}} - a_o^{1-\frac{m}{2}}] \end{aligned} \quad (2-13)$$

常數 c_o 和 m 可由如下方法確定，即對 (2-12) 式取對數

$$\log (da/dN) = \log c_o + (m/2) \log a \quad (2-14)$$

則 $\log (da/dN)$ 與 $\log a$ 為直線，截距為 $\log c_o$ ，斜率 $m/2$ 。

因此對於不同裂紋長度 a_i 所對應的 $(da/dN)_i$ ，則可按 (2-14) 式進行擬合(Fitting)或分段擬合，求出 c_o 及 $m/2$ 。隨後可按式 (2-13) 求得 N_o 。

擬合的相關係數 r 可求得，同時也可查得相對應的置信係數 C 。此時標準偏差值 (Standard Deviation) 為

$$\mu = \sqrt{\frac{(1-r)^2 \cdot DY}{N_o \cdot (N_o - 2)}}$$

其中： $DY = N_o \sum y^2 - (\sum Y)^2$ ， N_o 為試驗點的數目， $\sum y^2 = (\log(da/dN))_i^2$ ；

$\sum Y = \sum \log(da/dN)_i$; r 為相關係數，置信域為： $B=C\mu$ ，因此有

$$\left. \frac{m'}{2} \right|_{\min}^{\max} = \frac{m}{2} \pm C\mu$$

進而代入式（2-12）及式（2-6）可求出相對應的 N_p 的置信區間，即上限 $N_{p\max}$ 及下限 $N_{p\min}$ 。

對於隨機負載，目前尚未有描述裂紋擴展速率的數學表達式，應根據實際情況分析隨機負載的一般規律，進而建立相對應的裂紋擴展速率的數學模式。

為了分析疲勞斷面定量計算疲勞裂紋擴展壽命的可靠性，作者曾對渦輪盤材料 IN718 合金疲勞試驗斷面（ $T=550^\circ\text{C}$ ）進行了分析。

在所得到的距離起始區為 a_i 的疲勞斷面的穿透式電子顯微鏡（TEM）照片（圖 4 僅提供了其中兩張）上測出疲勞紋間距 da/dN

da/dN =所測量的總寬度/（該寬度內疲勞紋個數 $\times$ 照片放大倍數）

即可確定 $da/dN \sim a$ 的關係曲線（圖 5，實測各點的平均數據見表 2）。然後按式（2-14）進行擬合（分段），即可計算出斷裂失效時的循環次數 N_p （該試樣為扁平狀的裂縫成長試樣，有一線切割預製裂紋，可近似為 N_f ）：

$$N_p(N_f) = 21417 \text{（循環次數）}$$

表 2 IN 718, 合金不同裂紋長度下的 da/dN 平均值

a / mm	0.92	2.75	4.58	6.42	8.25	10.08
$da/ dN/$ $10^{-1} \mu\text{m}$	2.5	4.76	6.07	6.20	16.67	23.75

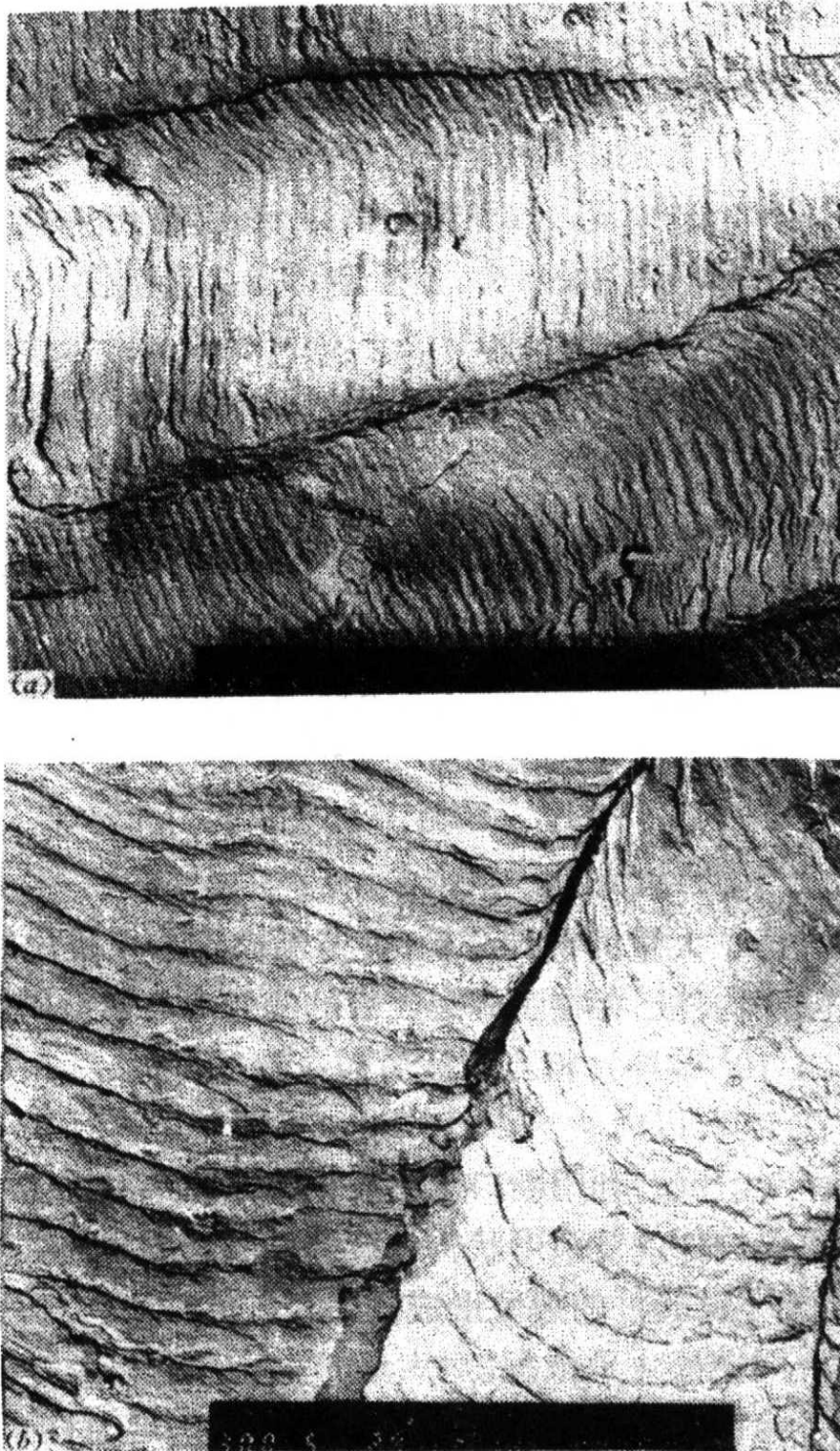


圖 4. IN718 合金典型的疲勞紋(TEM)

該試樣在疲勞實驗中所測得的疲勞裂紋擴展壽命為 24115 循環。二者的相對誤差為 11.2%。

作者還對 TI-64 ($\alpha + \beta$) 鈦合金及某型發動機噴油嘴用材料在試驗條件下的疲勞斷面以及服役條件下的地鐵列車車箱構架等斷面反推擴展壽命進行了大量的統計分析，疲勞斷面

定量反推出的疲勞壽命，目前只限於構件已存在工程裂紋後的疲勞壽命或低週疲勞壽命(一般 $N_i < 10^5$ 循環)，相當於疲勞裂紋擴展壽命，其相對誤差一般可控制在 15% 以內。

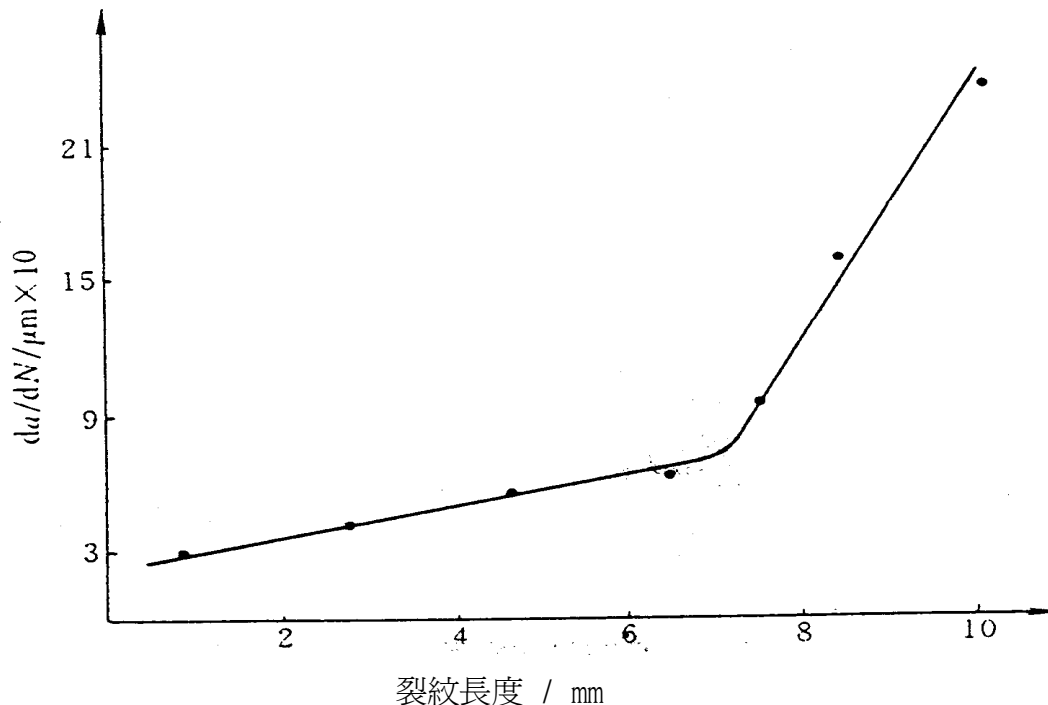


圖 5. IN 718 合金 $da/dN \sim a$ 關係曲線

從 1986 年開始，本所配合經國號戰機（Indigenous Defense Fighter，IDF）的研發進度，便已開始利用斷面定量反推技術對經國號戰機的全尺寸重要構件或複雜形狀構件疲勞試驗後的含裂紋構件進行了分析，獲得了試驗件的裂紋形成壽命與擴展壽命，為確定其安全壽命與檢修週期提供了依據。對大型乃至全尺寸以及一些形狀複雜的試驗件疲勞裂紋起始壽命與擴展壽命的確定，目前均採用疲勞實驗結合斷面定量反推技術來進行，尚無其它實用技術和方法能夠替代。

然而，斷面反推疲勞裂紋起始或擴展壽命對負載譜或恆定負載而言相對簡單，但對前所述及的在某種特定條件下(如振動)裂紋才擴展的情況則要分析轉動件實際承受負載的情況。如某中間減速齒輪確定為在大應力下的疲勞斷裂，裂紋起始主要是由於接觸痕過分偏向大直徑端，造成彎曲應力過高而產生的。為了在新改進的齒輪試車前不影響正常定型試飛，並保證已安裝在其它現役機上的中間減速齒輪不致在飛行中發生斷裂，必須對該中間減速齒輪的裂紋進行定量分析，以確定該中間減速齒輪裂紋擴展的飛行時間，確定破壞件的疲勞裂紋起

始壽命，為該齒輪的首次翻修安全壽命的確定提供依據。破壞件必定是一次對齒輪承受的實際負載和使用條件的科學驗證。

對圖 6 的疲勞斷面疲勞弧線進行放大並測定間距，疲勞裂紋直線長約 23mm。對起始區附近進行 AC 紙複型，以清楚地顯示起始區的弧線。

測得不同裂紋長度所對應的疲勞弧線數目及相對應疲勞弧線間距見表 3 及圖 7。

表 3. 不同裂紋長度所對應的疲勞弧線數目
及相對應的疲勞弧線間距

裂紋長度	疲勞弧線數目	弧線間距 / mm
1.3~1.93	8	0.08
4.19~4.61	5	0.084
5.24~5.97	4	0.184
7.13~8.07	9	0.105
8.38~9.43	7	0.151
9.54~10.00	4	0.115
10.06~11.84	13	0.137
13.40~13.84	8	0.080

從表 3 及圖 7 可以看出弧線間距與裂紋長度之間無對應的數學關係。疲勞弧線可能是飛行起落或一次飛行狀態等改變較大而出現的，考慮試飛、續航等皆為隨機時間，同時考慮到裂紋長 14mm 後的斷面上未測得疲勞弧線間距，為安全起見，可取平均弧線間距為 0.116mm，假定 14~23mm 與 1~14mm 時，具有相同的弧線間距，可求得從裂紋長 1~23mm 時的總弧線數目為

$$N=22/0.116=190 \text{ (條)}$$

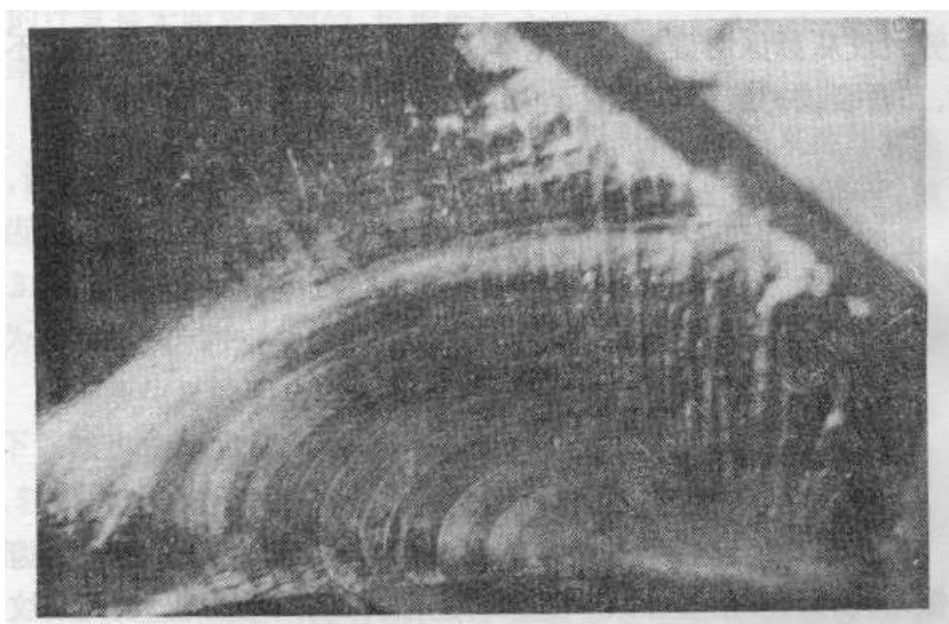


圖 6. 在超速下發生共振破壞的斷面形態

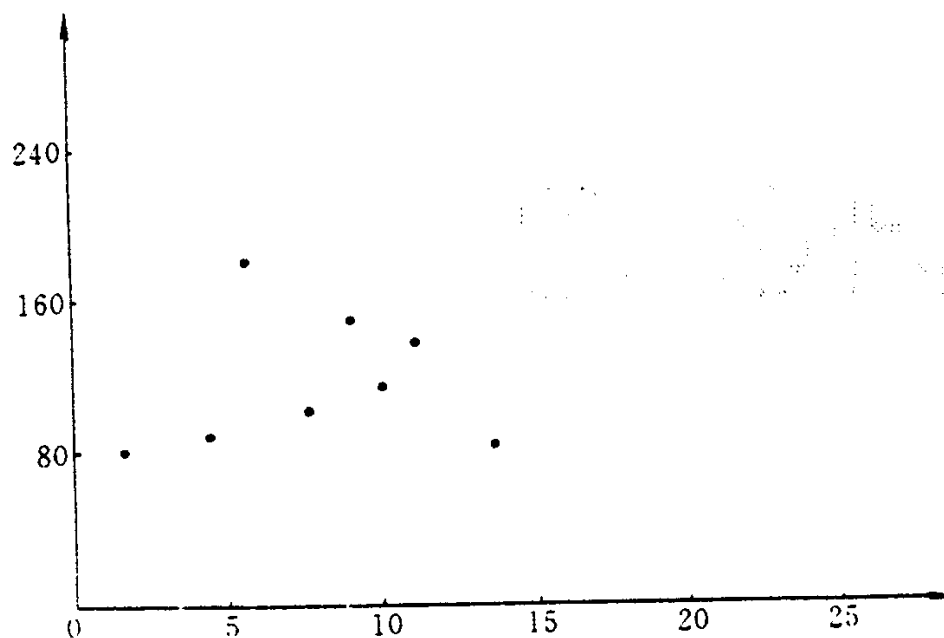


圖 7. 某直升機中間減速齒輪不同裂紋長度所對應的弧線間距

根據試飛說明，尾槳轉速有兩檔，207 rpm 和 212 rpm，對應的飛行速度分別為 150 km/h 以下及以上，尾槳轉速由 207 rpm 連續變化到 212 rpm，以實現飛行速度從 150 km/h 以下至

以上的變化，因此對應 150 km/h 以上的飛行，尾槳必然經過 210 rpm，此時中間減速齒輪恰好處於諧振。根據查閱到齒輪開裂前兩年度的飛行記錄統計，在 150 km/h 以下與以上飛行的時間比為 1：6.087，其飛行次數比為 4：11。

若按飛行次數比 4：11 考慮，每飛行 15 次中有 11 次經常受到共振，即發生裂紋擴展，並在這一過程中留下疲勞孤線；因此裂紋從 1～23mm 中的 190 條弧線可認為是

$$190 \times 15 / 11 = 260 \text{ (起落)}$$

造成的，即認為在 $661 - 260 = 401$ 個起落後存在 1mm 長的裂紋，此時對應的飛行時間為 184 小時又 50 分鐘。

從相關資料查得，後 190 次飛行對應的時間為 113.71 小時，若按飛行時間比 1：6.087 考慮，裂紋從 1～23mm 中的弧線所需的時間可求得

$$349.33 - 113.71 \times 7.087 / 6.087 = 216.94 \text{ (小時)}$$

用上述兩種方法求得形成 1mm 長裂紋所需的平均時間為 200 小時，相對誤差小於 10%。

利用穿透式電子顯微鏡測得的疲勞斷面疲勞紋間距與該齒輪轉速的關係，假定裂紋連續擴展，則連續擴展時間共約為 6～7 分鐘，則此大應力持續的總時間在裂紋擴展飛行時間中的比例僅為萬分之五。

通過上述分析，可以得出：

①該中間減速齒輪形成 1mm 長裂紋的壽命（飛行時間）約為 200 小時。

②促使裂紋擴展的瞬間大應力持續的總時間在裂紋擴展飛行時間中的比例僅為萬分之五。

2.3.斷面反推原始疲勞缺陷

損傷容限（Damage Tolerance）設計的基本思想是：結構件在服役前帶有初始裂紋或缺陷，由該裂紋或缺陷擴展達到臨界裂紋的壽命即為結構的總壽命。損傷容限是指結構材料在正常工作載荷下，仍然保證工作安全可靠所容許的最大損傷程度或大小。

實際構件或材料中必然存在某些微觀（如夾雜物、氣孔、排差等）甚至巨觀缺陷，材料在加工成構件時也難免產生各種表面加工缺陷（如毛邊、劃傷、刀痕等）以及其它一些對構件疲勞抗力有較大影響的表面完整性因素（如殘留應力、表面組織狀態等）。損傷容限設計思想中的初始裂紋，就是指把這些存在於構件中的初始缺陷群等效地歸結為一個非實體的當量裂紋長度，稱之為當量初始裂紋 a_{oi} ，並以此作為表徵構件質量的參考量，因此也稱之為當量初始質量。為了與前面所述的微裂紋開始擴展的尺寸相區別，用 a_{oi} 表徵這一當量裂紋長度。因此， a_{oi} 雖是一個假設的裂紋長度卻又綜合反映了構件中的材質以及加工製造質量，所以又將 a_{oi} 稱之為原始疲勞質量。

按照上述觀點可以假設，構件在一開始使用時就存在一個當量初始裂紋（缺陷） a_{oi} ，構件的初始裂紋在使用過程中可能產生裂紋擴展，當結構中的初始裂紋 a_{oi} 受到 N 次負載循環之後擴展至 a_N ，根據損傷線性累積概念可表示為

$$a_N = a_{oi} + \sum \Delta a_i$$

$$\text{則} \quad a_{oi} = a_N - \sum \Delta a_i \quad (2-15)$$

式中 a_{oi} — 當量初始裂紋尺寸。

Δa_i — 每次負載循環的裂紋擴展量。

$\sum \Delta a_i$ — 載荷 N 次循環後裂紋逐次擴展的總量。

由(2-15)式不難看出，若能確定裂紋擴展增量 $\sum \Delta a_i$ ，就能求出當量初始裂紋長度 a_{oi} 。

在恆幅加載時， Δa_i 為每次循環負載的擴展量。而對一般承力構件而言，負載總是隨機變化的，負載水平的變化甚至高低負載順序的變化，都可能導致裂紋擴展的延遲或休止，這就給計算 Δa_i 帶來較大的困難。不過裂紋擴展的延遲效應會在斷面表面留下痕跡，即過載延滯線（疲勞弧線），這就為人們通過斷面形態分析求得變幅加載條件下的 Δa_i 提供了可能，並根據斷面繪製裂紋擴展曲線，求得 a_{oi} 。

利用斷面形態反推構件當量初始質量 a_{oi} 。在飛機構件的損傷容限設計與評估中已得以應用，其基本原理、方法和步驟如下：

- ①通過對模擬件試驗斷面或失效件的斷面分析，找出斷面形態與負載譜之間的對應關係，並從斷面上實測出對應於每次負載循環數 i 的裂紋長度 a_i ，如圖 8 所示。

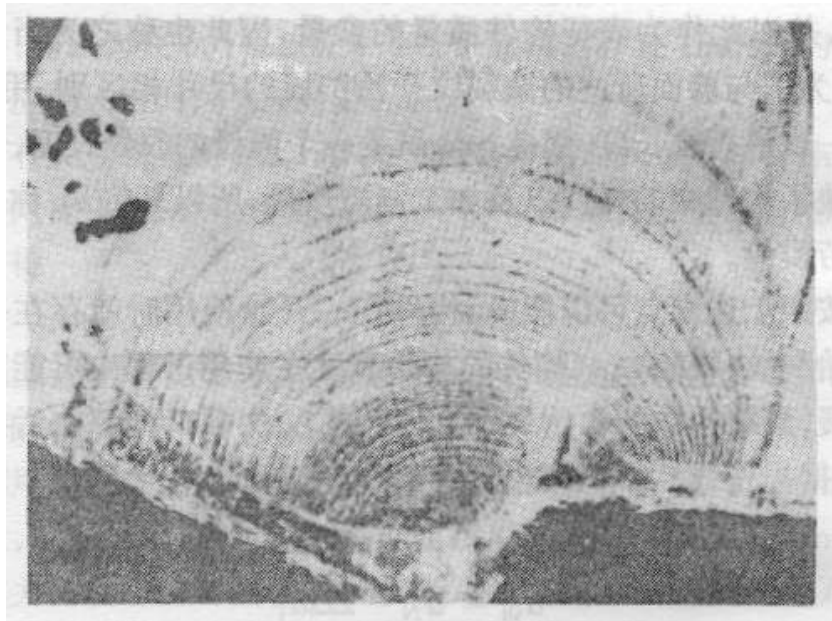


圖 8．某機翼主樑斷面的疲勞弧線

②根據①測得的一組數據繪製裂紋長度與負載譜循環數（或與循環次數）的關係曲線，即疲勞裂紋擴展曲線（圖 9）。

③擬合(Fitting)實測曲線，反推 a_{oi} ：由斷面實測數據只能繪製疲勞裂紋擴展曲線的一部分。要得到 a_{oi} ，必須根據負載譜的特點，選擇合適的力學模式並撰寫程式擬合實測曲線。利用與實測曲線相吻合的裂紋擴展規律將曲線反推到時間為零，即 $N=0$ ，曲線與縱座標的交點即為該構件的 a_{oi} 。

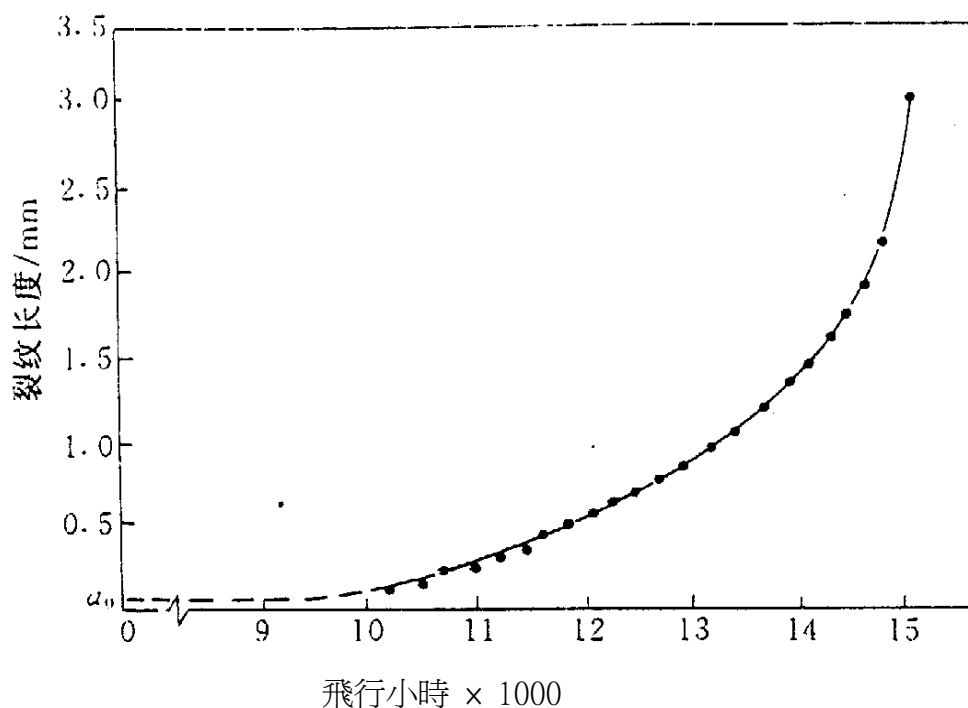


圖 9．由斷面實測的疲勞裂紋擴展曲線

④根据 a_{oi} 的分佈密度確定同類構件的 a_{oi} ：對同類構件，在取樣足夠的情況下，可做出當量初始裂紋長度 a_{oi} 的分布密度曲線，並按規定的概率指標，可確定出代表該批構件的初始質量 a_{oi} 。

用斷面形態反推當量初始裂紋長度 a_{oi} 的方法，實質上是對構件材質和製造質量的解析表示法，它既可用於新機設計時核對疲勞裂紋擴展速率及壽命的分析計算；核對構件是否符合損傷容限要求；也可用來評定廠家的製造質量；還可以確定某種製程的可接受性，如內孔擠壓強化後的 a_{oi} 為 0.05~0.1mm，而鉸孔未擠壓的 a_{oi} 為 0.15~0.2mm，說明內孔擠壓強化製程提高了孔的原始疲勞質量，此製程是可以接受的。

然而，即使對於同一批構件，當量初始裂紋長度 a_{oi} 的分散性仍是較大的。因此目前對裂紋形成時間（TTCI）以及當量初始裂紋（EIFS）的分佈參數及其最佳化的研究給予了足夠的重視，並進行了大量的工作。黃宏發等人最近對 2024—T351 鋁合金及 Hy-Tuf 材料在不同負載譜作用下的斷面定量（其中 2024—T351 鋁合金裂紋長度 a 與時間 t 的數據見圖 10）反推進行了研究，並進而確定了兩種材料的 TTCI 和 EIFS 分佈，並對數據的最佳化分佈進行了分析，兩種材料數據點標圖和擬合結果相比較，發現二者相當吻合，見圖 11 和圖 12。對相關方法及參數最佳化有興趣的讀者可查閱文獻。目前該項研究仍處於試驗階段，對疲勞緊要件的失效分析及可靠性評估方面需進行進一步研究，但該項研究無疑對航空發動機轉動件的失效分析及可靠性評估方面具有重要的參考指標。

理論上講，EIFS 值應當只是材料，加工製程和裝配製程質量的函數，與加載過程與大小等參數無關。然而在實際上，EIFS 值與許多因素有關，如對裂紋尖端閉合效應有較大影響的負載譜順序以及負載大小、斷面金相尺寸的範圍，反推使用的裂紋擴展曲線的形式以及擬合實測曲線的精度等。

此處應強調說明的是：構件的原始疲勞質量 a_{oi} 與微觀裂紋開始擴展的臨界裂紋長度 a_0 是完全不同的概念。後者是一個受檢測能力及實際構件形狀影響的裂紋尺寸；當構件中裂紋尺寸超過其值時，即發生 $da/dN > 10^{-7} \text{mm/循環}$ 的裂紋擴展；反之，裂紋則不擴展。因此，臨界裂紋長度 a_0 越大，構件阻止疲勞裂紋擴展的能力就越強。而此處所闡述的原始疲勞質量則

是將結構件在服役前的內部各種微觀缺陷、表面加工缺陷及非表面非完整性因素等，等效為一個當量裂紋，即為一非實體裂紋，它僅僅是構件內部及表面各種缺陷的等效表徵。與構件裂紋擴展的臨界長度相反，原始疲勞質量 a_{oi} 越大，則表明該構件的材質或加工品質越差。

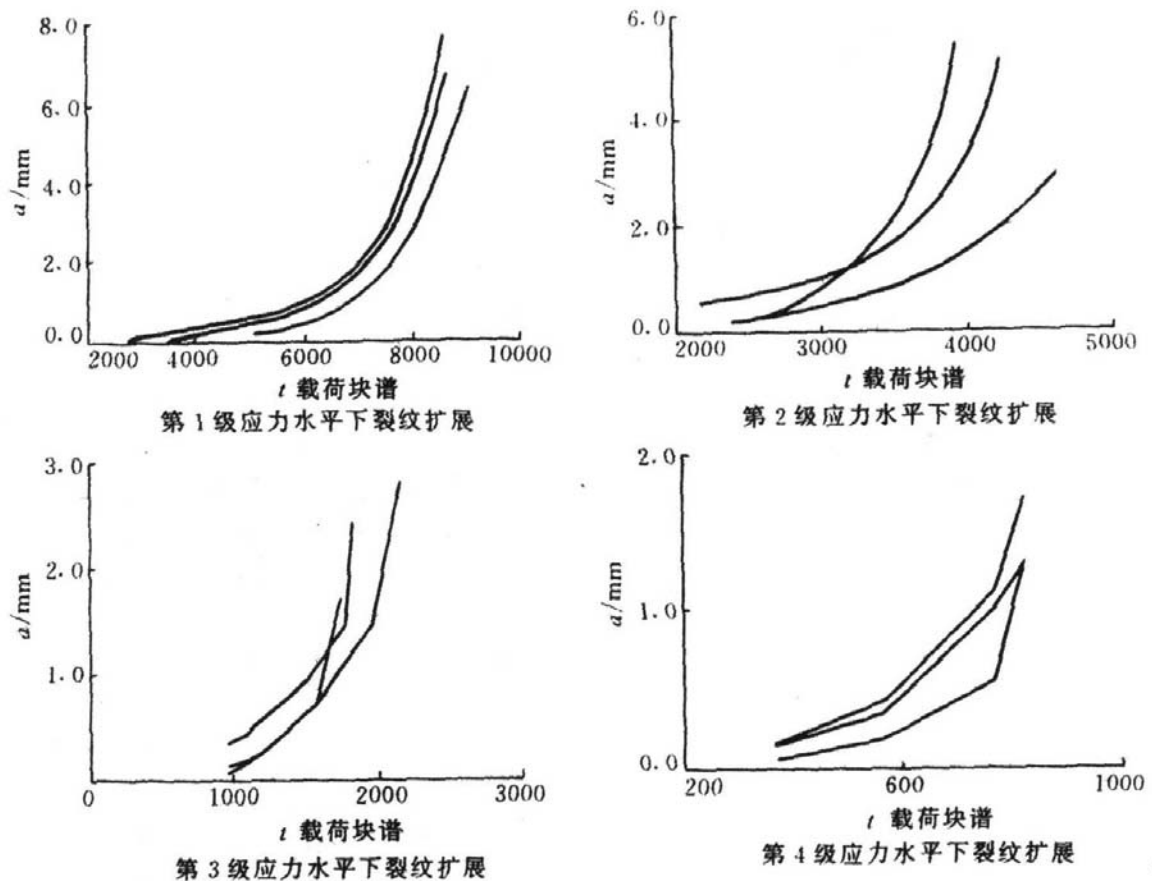


圖 10. 2024-T351 鋁合金在不同應力水平下的 a ， t 之間的關係

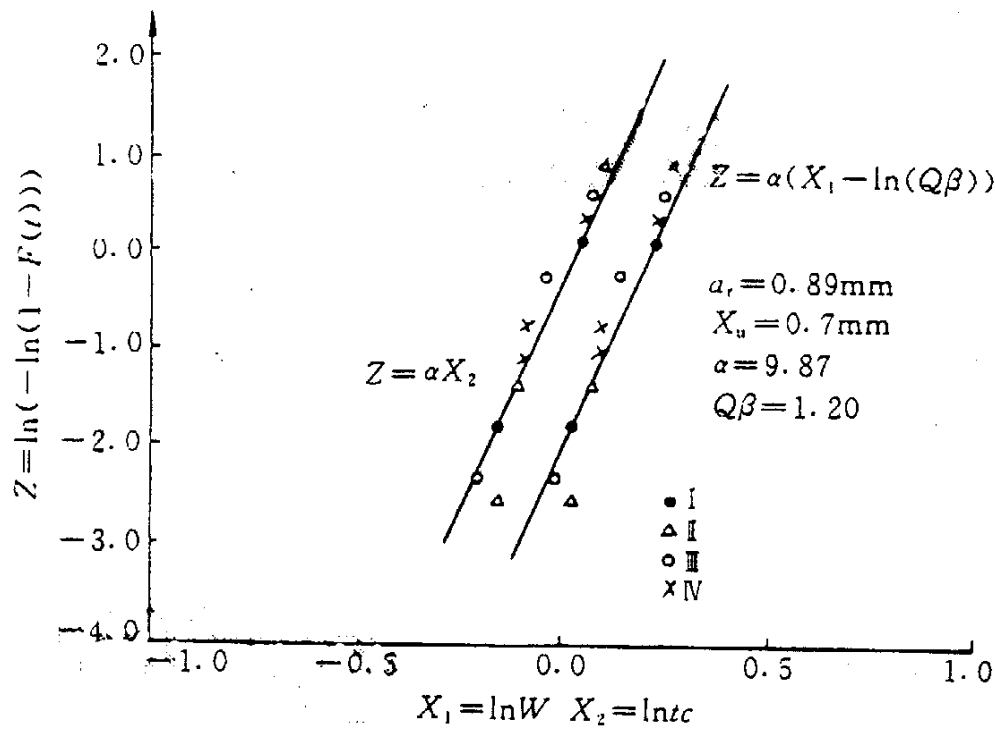


圖 11. 2024-T351 材料組合數據的優化分布

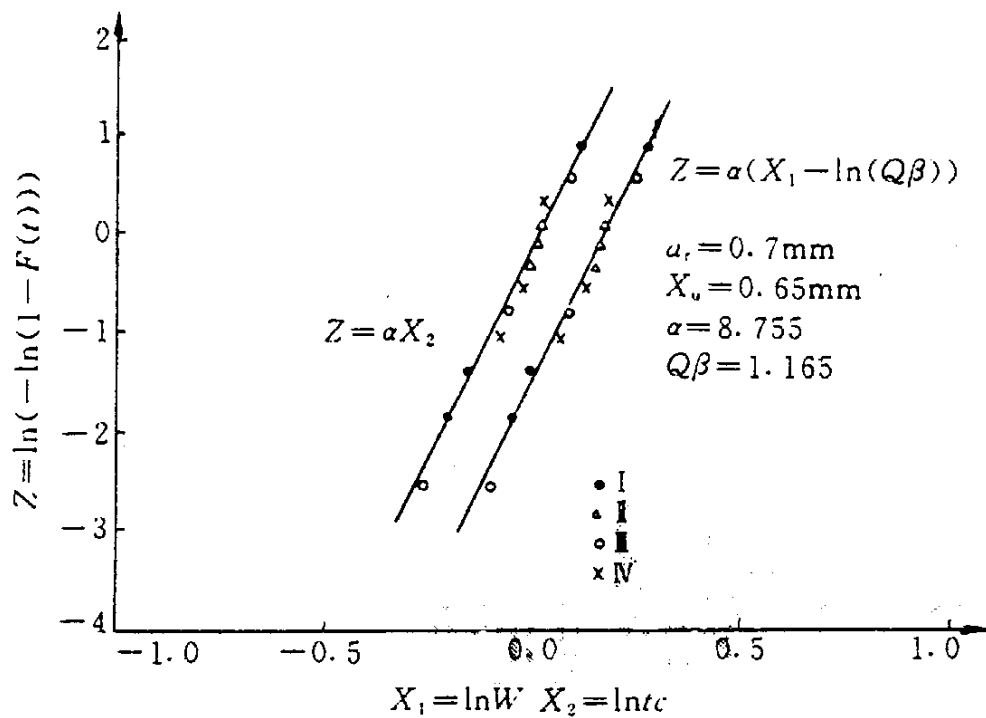


圖 12. Hy-Tuf 材料組合數據的優化分布

2.4.疲勞斷面反推失效構件的應力

由疲勞斷面形態推算失效件所承受的負載，不僅對於正確地確定構件的失效模式和原因有極其重要的價值，而且將推算的負載回饋給設計部門，對於疲勞緊要件的損傷容限設計具有重要的參考價值。因此人們對利用疲勞斷面形態推算失效件所承受的應力給予了相當大的重視。

2.4.1 利用疲勞裂紋擴展長度及瞬斷區來推算疲勞應力

有鑑於結構件疲勞裂紋擴展臨界長度 a_c 與最大交變應力 $\sigma_{\max}$ 之密切相關，即

$$K_1 = \sigma Y \sqrt{\pi a} \quad (2-16)$$

式中 Y — 與裂紋有關的形狀因子。

a — 裂紋長度。

σ — 構件承受的應力。

K_1 — 裂紋尖端的應力強度因子。

當發生快速擴展時， $K_1 = K_{1c}$ ， $a = a_c$ ， $\sigma = \sigma_c$ ，則為

$$K_{1c} = Y \sigma_c \sqrt{\pi a_c}$$

式中 K_{1c} — 材料抵抗裂紋失穩擴展的能力，即材料常數（破裂韌性）。

因此在材料一定的情況下，即有

$$\log \sigma_c \propto \log a_c \quad (2-17)$$

鍾群鵬等人對 SAE 300M 超高強力鋼，旋轉疲勞試樣不同應力集中係數 K_t 值，及不同應力水平下的 207 個試樣斷面的特徵參數進行了測量與統計分析，其斷面形態的特徵參數如圖 13 所示。 σ_c 和 a_c 的關係見圖 14，可分別用下述方程組表示

$$\log \sigma_c = 2.17 - 0.89 \log a_c \quad K_t = 2$$

$$\log \sigma_c = 1.99 - 0.91 \log a_c \quad K_t = 3$$

$$\log \sigma_c = 1.97 - 0.95 \log a_c \quad K_t = 4$$

對上述方程組就其係數對 K_t 值擬合(Fitting)，可得到

$$\log \sigma_c = (1.74 + 0.84 (1/K_t)) - (0.82 + 0.003 K_t) \log a_c \quad (2-18)$$

按方程式 (2-18) 計算的應力 σ_c (即 $\sigma_{\max}$)，相對誤差僅為 4.6%。可見利用 σ_c 和 a_c 的關係來確定 $\sigma_{\max}$ 是可行的。

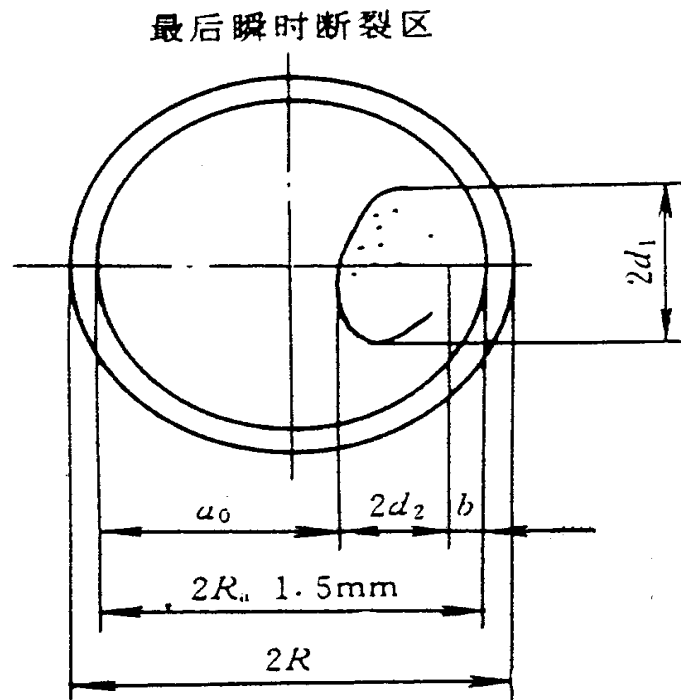


圖 13. SAE 300M 旋轉疲勞斷面形態特徵參數示意圖

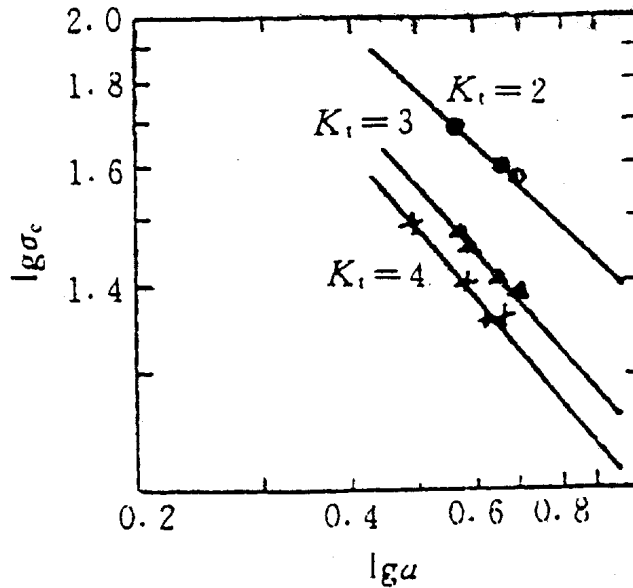


圖 14. σ_c 和 a_c 的關係

疲勞瞬斷區是疲勞裂紋達到臨界尺寸後發生的快速斷裂，其面積大小一般認為受材料的破裂韌性 K_{Ic} 控制，相當 SAE 300M 旋轉疲勞試樣斷面進行了 σ_c 與瞬斷面積 A 之間的定量關係研究（圖 15），得出 σ_c 與 A 具有如下關係

$$\log \sigma_c \propto (-1/4) \log A \quad (2-19)$$

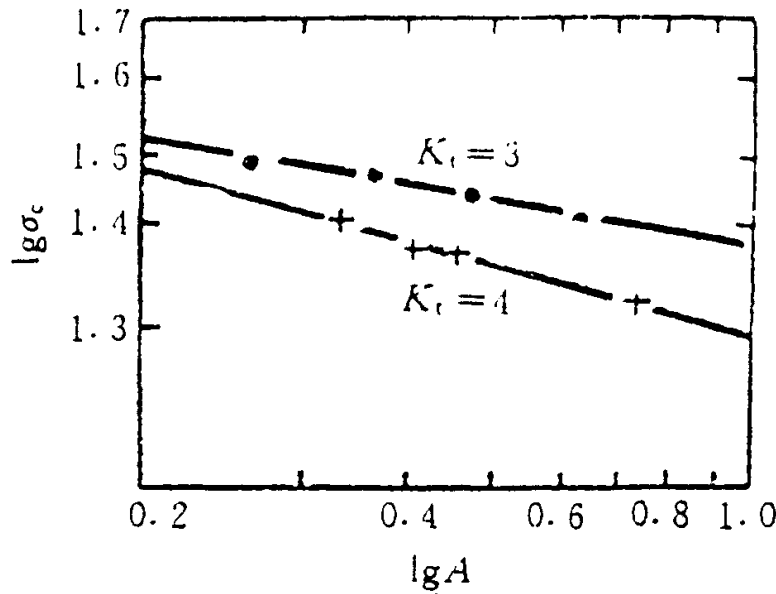


圖 15. σ_c 與 A 之間的關係

利用 $\sigma_c \propto a_c$ 及 $\sigma_c \propto A$ 關係，確定疲勞應力的方法已得到一定的應用，但對不同材料和不同形狀的結構件，可確定 (2-18) 式中的 $\sigma_c \sim a_c$ 及 $\sigma_c \sim A$ 關係的主要常數是因難的，必須有足夠的取樣數量。

同時還應強調的是，上述計算對於具有一定尺寸、韌性較低的高強度材料零件，其誤差相對較小；而對於尺寸較小、韌性較高的低強度材料，其誤差較大，甚至難以建立相對應的確定關係。該方法存在的另一問題為不能確定疲勞負載的範圍即 $\Delta\sigma = \sigma_{\max} - \sigma_{\min}$ 。由於對構件疲勞裂紋擴展速率起決定作用的是 $\Delta K = \Delta\sigma Y \sqrt{\pi a}$ ，因此對疲勞緊要件失效分析而言，僅用上述方法顯然是不夠的且存在一定的問題。

2.4.2 利用疲勞紋間距確定失效件的疲勞應力

疲勞裂紋擴展第二階段的速率可用 Paris 公式來表達

$$da/dN = c(\Delta K)^m = c[\Delta\sigma(\pi a)^{1/2} Y(a, b, \dots)]^m$$

斷面反推法可求得失效件疲勞裂紋擴展速率 $(da/dN)_{sx} \sim a$ ，若用試樣模擬同種材料的疲勞裂紋擴展速率 $(da/dN)_{sy} \sim \Delta K$ ，即可得出該材料在 Paris 公式中的材料常數 c 、 m ，在裂紋穩定擴展階段，則有

$$\frac{\left(\frac{da}{dN}\right)_{sx}}{\left(\frac{da}{dN}\right)_{sy}} = \left(\frac{\Delta\sigma_{sx}}{\Delta\sigma_{sy}}\right)^m \cdot \left[\frac{Y_{sx}(a,b,\dots)}{Y_{sy}(a,b,\dots)}\right] \quad (2-20)$$

若已知 Y_{sx} 的解析表達式或數值解，則可求得 $\Delta\sigma_{sx}$ 。

對一些形狀及受力均複雜的大型構件， Y_{sx} 難以用解析式來表達，則可用與失效件等
同的模擬試驗件進行疲勞試驗，求出 $(da/dN)_{sy} \sim a$ ，則有

$$\frac{\left(\frac{da}{dN}\right)_{sx}}{\left(\frac{da}{dN}\right)_{sy}} = \left(\frac{\Delta\sigma_{sx}}{\Delta\sigma_{xy}}\right)^m$$

$$\Delta\sigma_{sx} = \frac{\left(\frac{da}{dN}\right)_{sx}^{\frac{1}{m}}}{\left(\frac{da}{dN}\right)_{sy}^{\frac{1}{m}}} \cdot \Delta\sigma_{xy} \quad (2-21)$$

若知道實際構件所承受的應力比 $R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max}$ ，則可求出 $\sigma_{\max}$

$$\sigma_{\max} = \Delta\sigma / (1 - R)$$

對於齒輪和軸的單向彎曲， $R=0$ ，則 $\sigma_{\max} = \Delta\sigma = \sigma_a$ ；

對於軸的雙向彎曲和其它對稱循環疲勞， $R=-1$ ，則 $\sigma_{\max} = \Delta\sigma / 2$ 。利用斷面反推法加以必要的模擬試驗來確定造成構件在服役過程中疲勞裂紋擴展的應力，這在某機中間減速齒輪失效分析中得到了應用。在本文 2.2 節，我們求得了中間減速齒輪的擴展飛行時間和假定連續擴展的擴展時間。改進後該齒輪疲勞試驗斷面分析表明，裂紋起始區位於齒的中間部位，接觸痕跡隨負載變化不再敏感。對斷面複型後用穿透式電子顯微鏡進行了觀察，並進行了裂紋擴展速率的測量。表 4 說明了不同裂紋長度 a 所對應的疲勞裂紋擴展速率 da/dN 。

表 4. 疲勞裂紋擴展速率 da/dN 裂紋長度 a 的關係

裂紋長度 a / mm	測量位置	$da / dN / 10^{-5}$ mm
1.0	1	1.25
	2	1.45
	3	2.08
2.25	1	4.58
3.75	1	5.00
	2	4.50
	3	5.01
5.25	1	5.0
	2	5.31
6.75	1	6.67
	2	6.67
	3	8.63
8.25	1	8.40
9.75	1	11.30
	2	9.38
11.25	1	21.00

用多項式對測量數據進行曲線（圖 16）擬合（Curve Fitting），得到 da/dN 與 a 的關係如下

$$da/dN = 0.061a^3 - 0.925a^2 + 4.702a - 2.304$$

用此式對測量結果進行擬合，得圖 16 中實線所示擴展曲線，此線與實際測量結果較吻合。

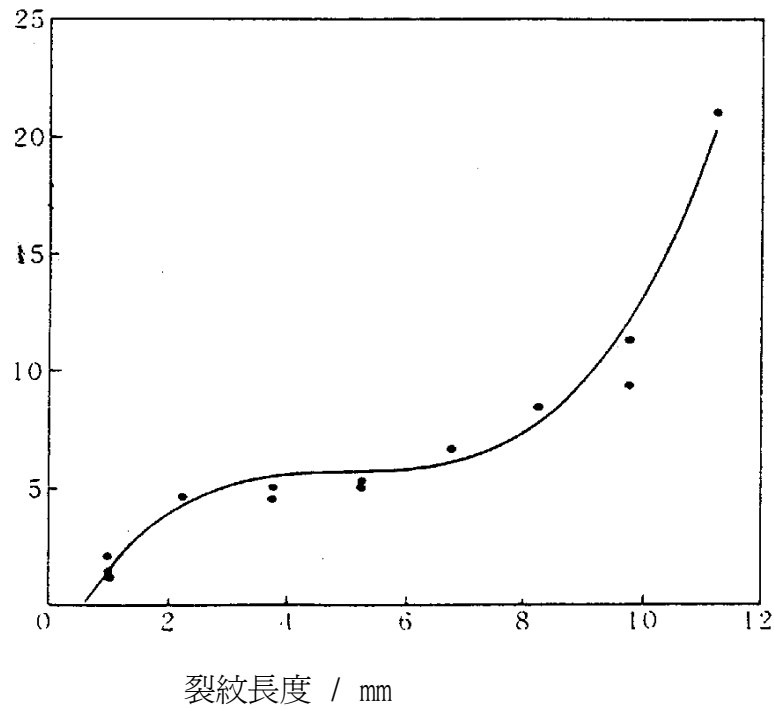


圖 16. 不同裂紋長度擴展速率擬合曲線

由於上式積分比較複雜，我們用分段擬合積分的方法進行簡化處理。估算裂紋的擴展壽命為 1.76×10^5 （循環次數）。可推算出裂紋由 1mm 擴展到 11.5mm 共歷經約 50 分鐘。

疲勞裂紋擴展第 II 階段一般可用 Paris 公式表達為

$$\frac{da}{dN} = c(\Delta K)^m$$

式中， c ， m 為材料常數； $\Delta K = Y\Delta\sigma\sqrt{a}$ ，為應力強度因子變化，其中 a 為裂紋長度， Y 為構件形狀因子， $\Delta\sigma$ 為構件承受的應力變化範圍。

對於齒輪受力，應力比 $R=0$ ， $\Delta\sigma = \sigma$ 失效件 s_x 及試驗件 s_y 的疲勞裂紋擴展速率可分別表示為

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{s_x} = c(Y\sigma_{s_x}\sqrt{a})^m$$

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{s_y} = c(Y\sigma_{s_y}\sqrt{a})^m$$

根據失效齒輪斷面的穿透式電子顯微鏡複型定量分析：“若裂紋連續擴展，其擴展壽命僅為 6~7 分鐘”，而本次齒輪的擴展壽命為 50 分鐘，因此我們可得出如下關係式

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{sx} \bigg/ \left(\frac{da}{dN}\right)_{sy} = \left(\frac{\sigma_{sx}}{\sigma_{sy}}\right)^m = K = \frac{50}{6.5}$$

該齒輪材料為 18Cr2Ni4WA (AISI 71XX)，它與其它大多數金屬材料的 m 值約在 2~4 之間，即

$$\begin{aligned}\sigma_{sx} &= \sigma_{sy} (K)^{\frac{1}{m}} = \\ \sigma_{sy} &(K)^{\frac{1}{2} \sim \frac{1}{4}} = \\ &(1.65 \sim 2.73) \sigma_{sy}\end{aligned}$$

從疲勞定義試驗的齒輪擴展壽命可知，疲勞裂紋形核和擴展均發生在最大加載（T=2060N·m）期間，由此可以推算出，由於偏載及振動等造成中間減速主動齒輪過早失效的力矩約為 3406~5623N·m。通過對該機構在外場服役條件下負載實測，並考慮偏載影響及共振的作用，用力學計算得到的中間減速齒輪在偏載（假定與失效齒輪相當）下的瞬間最大力矩大致相當於斷面反推時 m 值取 3 所得到的最大使用力矩的值（即疲勞試驗最大力矩值的 1.92 倍，即 T=3955N·m）。

2.5.疲勞斷面反推技術的其他應用

2.5.1.斷裂先後順序判斷

在疲勞緊要件失效分析中，常常出現在同一發動機上存在兩個或兩個以上不同級渦輪或壓縮機葉片疲勞斷裂的情況，由於在失效過程中幾乎所有葉片最終均發生折斷，因此判斷數個具有疲勞斷裂特徵的葉片最終斷裂的先後順序有著重要的意義。除了可用一般定性方法找出先後順序外，也可用推算斷面疲勞紋間距的定量方法。其基本原理是根據葉片在最終斷裂前有無疲勞裂紋失穩擴展，判斷葉片是疲勞斷裂還是雖已存在一定裂紋，但最終斷裂則是屬於撞擊斷裂。

某發動機熱檢後工作了 13.40 小時，總累計使用 4446 小時。事故發生時第三台發動機由於振動停車。檢查中發現，該發動機高壓二級渦輪葉片及低壓一級渦輪葉片，各存在一具有疲勞斷裂特徵的葉片。因此需確定直接導致此次事故的葉片。

沿發動機高壓二級渦輪葉片（A 葉片）及低壓一級渦輪葉片（B 葉片）疲勞裂紋擴展方向進行斷面複型，然後在穿透電子顯微鏡下觀察，在不同裂紋長度下拍攝照片，以測定疲勞紋間距與裂紋長度的關係曲線，見圖 17。兩葉片的 $da/dN \sim a$ 曲線均可大致分為兩個階段。對高壓二級渦輪葉片而言，斷面距排氣邊共長 12.7mm，從 $a=1 \sim 5\text{mm}$ ， da/dN 隨 a 的增加而緩慢增加，從 5.5~9.5mm， da/dN 隨 a 的增加急劇升高，隨後裂紋完全失穩擴展， $a=9.5\text{mm}$ 以後的疲勞斷面複型上已難以觀察到疲勞紋，但此階段循環次數極少，對壽命影響不大，可忽略不計。對該葉片疲勞裂紋擴展前之兩階段計算，從 1mm 至最終瞬斷約為 6.2×10^4 循環數，對低壓一級渦輪葉片，疲勞斷面共長 11mm，其中從 $a=1\text{mm}$ 至 8.3mm 為裂紋擴展的第一階段，其疲勞裂紋擴展速率隨裂紋長度增加極為緩慢， $a=8.3\text{mm}$ 以後為裂紋擴展的第二階段，經計算得知疲勞裂紋擴展總壽命為 7.2×10^4 循環次數。同時該葉片瞬斷前的斷面上仍可觀察到較細密的疲勞紋，從 $da/dN \sim a$ 曲線上也可看出該葉片在瞬斷前未發生疲勞失穩擴展。由此可初步推斷高壓二級渦輪葉片應為首先折斷。

從兩葉片斷面疲勞區與瞬斷區的界限來看，低壓一級渦輪葉片（B 葉片）疲勞斷面的界限明顯，而高壓二級渦輪葉片（A 葉片）無明顯界限，見圖 18。

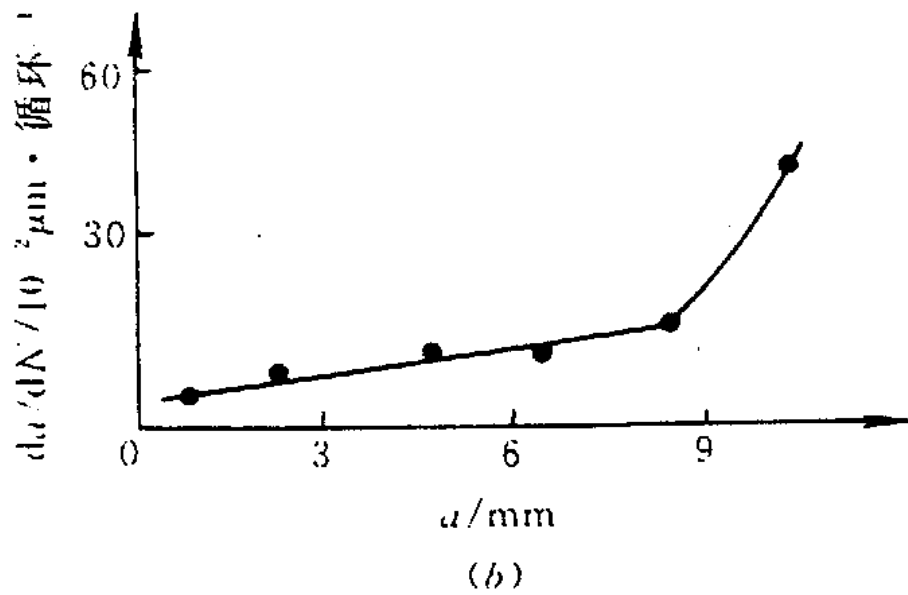
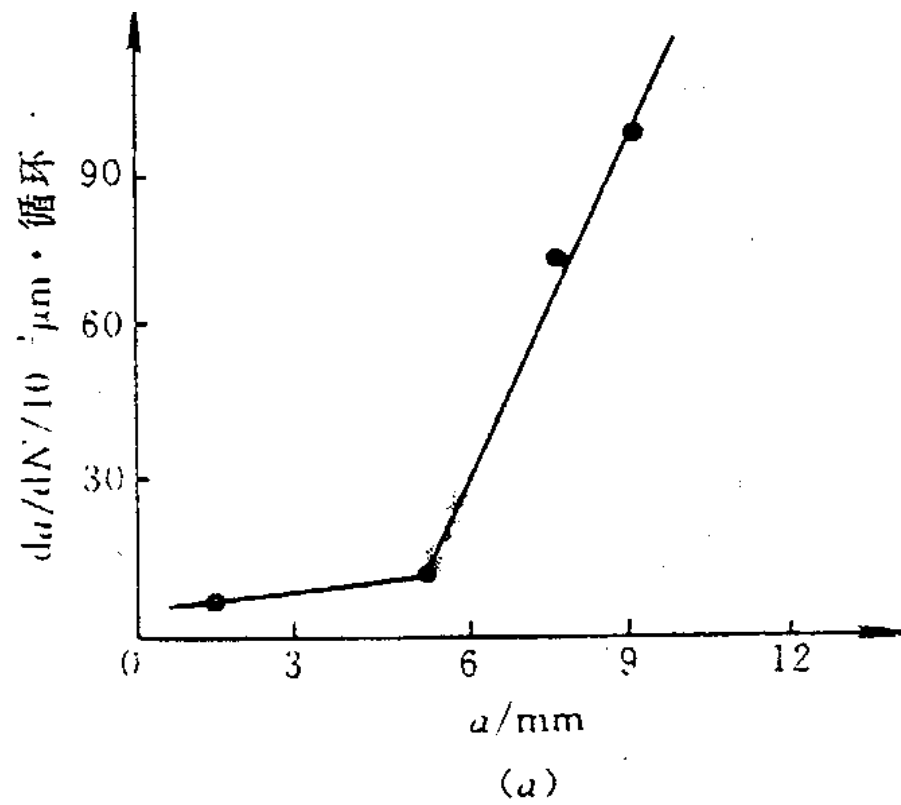


圖 17. 兩葉片疲勞紋間距與裂紋長度的關係

(a)A 葉片；(b)B 葉片。

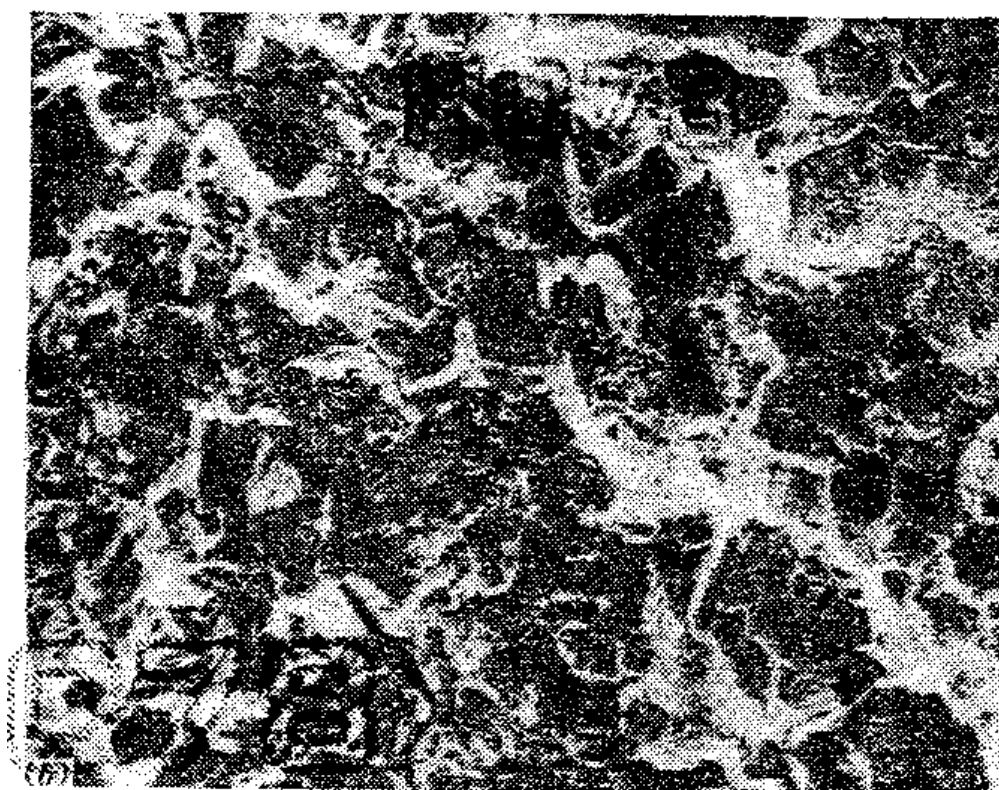


圖 18 . (a) B 葉片 ; (b) A 葉片 ; 兩葉片疲勞區與瞬斷區界限

根據系統分析^[14]並結合斷面反推定量計算，對該次事故得出了較為科學的結論：

- ①低壓一級渦輪葉片中的裂紋屬高週疲勞損傷，裂紋形核較早，但疲勞應力較低，裂紋擴展較慢，其折斷是在原已存在較長疲勞裂紋的情況下，由高壓二級渦輪葉片的斷片撞擊所致。
- ②高壓二級渦輪葉片裂紋為葉片振動引起，主要起源在排氣邊 R 表面且葉片平合表面為多源裂紋且快速擴展，因此導致該葉片首先發生斷裂。

2.5.2 疲勞斷裂性質的輔助判斷

判斷疲勞斷裂性質主要是通過對斷面的宏、微觀特徵來進行，但在航空疲勞緊要件及其它零件失效分析過程中，常常在同一斷面上出現不同的疲勞斷裂模式，如有時出現疲勞起始區異常粗糙，而疲勞裂紋擴展區極為平坦且瞬斷區很小，即疲勞裂紋起始時構件承受的應力較大，而疲勞裂紋擴展的應力卻較小，也就是說在疲勞損傷過程中的不同階段受不同的負載和各種條件控制。

某發動機使用到首次翻修壽命時，進行返廠翻修後裝機使用 31 小時發現滑油變黑，並伴有鋼質金屬屑，提前返廠檢修。再次裝機使用 250 小時後，該發動機在空中自動順槳停車，導致該發動機自動順槳停車的原因是壓縮機二級葉片折斷^[7]。

根據穿透式電子顯微鏡測得的不同裂紋長度所對應的疲勞裂紋擴展速率可以做出 $da/dN \sim a$ 曲線，如圖 19 所示。圖中 da/dN 隨裂紋長度 a 的變化規率明顯不同。該曲線大致分為三個階段，從 $a=1\text{mm}$ 至 4mm 處，裂紋擴展速率呈直線下降的趨勢，兩從 4mm 至 9mm 處呈勻速擴展，隨後擴展速率重新加快。按上述三階段計算，從 1mm 到 12mm （斷裂前的疲勞裂紋長度 a_f ）的疲勞裂紋擴展壽命僅為 1.52×10^5 （循環）。

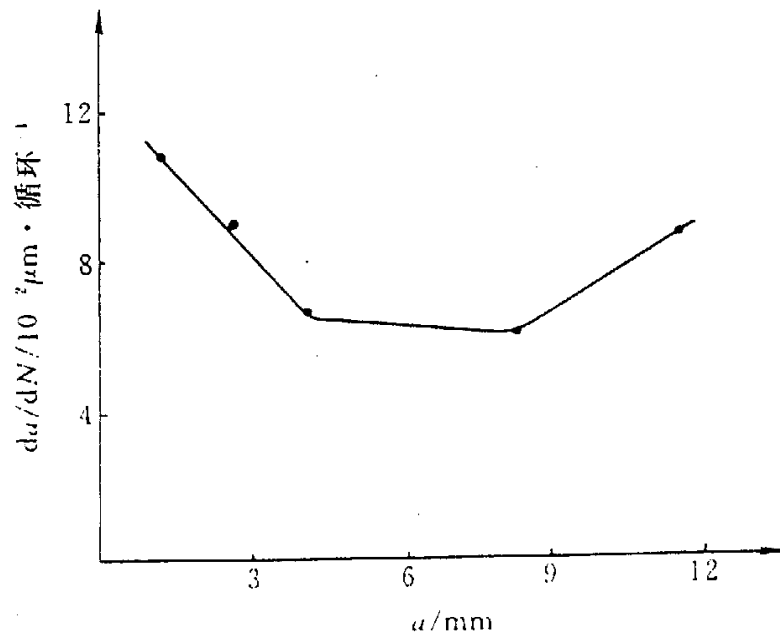


圖 19. 不同裂紋長所對應的疲勞裂紋擴展速率

該葉片的斷裂部位恰好在該葉片的一階彎曲共振頻寬上，最大受力點也正好對應於主裂紋源處。按一階彎曲共振理論近似處理，該葉片在不同轉速下的振動頻率（動頻）表示為

$$f_b^2 = f_c^2 + B n^2$$

其中 f_b — 葉片旋轉時的動頻。

f_c — 葉片的靜頻。

B — 葉片的動頻係數。

n — 轉動件的轉速。

根據引擎主軸的轉速，並按照斷面計算出的疲勞裂紋擴展速率，推算出主裂紋從長約 1mm 擴展到 12mm 僅需 10 分鐘。但從分析中來看，葉片在瞬斷前僅約 1mm 的擴展區域內至少飛行了十幾個起落。因此疲勞裂紋擴展時是不連續的，葉片的共振僅在某種特定的轉速下，且只在極短的時間內發生。

根據圖 19 的裂紋擴展速率與裂紋長度關係曲線上可以看出，裂紋在初期擴展很快，可能與共振力有關。根據 Paris 公式

$$da/dN = c (\Delta K)^m$$

當發生共振時， $\Delta \sigma$ 急劇增加，導致 ΔK 較高，進而導致裂紋快速擴展；而當裂紋發展到一定階段，導致葉片的靜頻 f_c 發生變化，由共振產生的應力減小，進而使 $\Delta \sigma$ 大大降低，

此時裂紋長度較小，相對應的 ΔK 較小，因而擴展速率下降。當裂紋進一步擴展，此時 ΔK 將再次增大，進而使裂紋擴展加快，最後則出現了圖 19 中曲線的第三階段。

因此從圖 19 結合其它綜合分析，便可知道整個疲勞損傷過程受三個不同過程的控制，即共振促使裂紋起始、正常工作應力導致裂紋緩慢擴展以及靜力作用導致最後瞬斷。

由於加工等因素造成構件表面存在較大的殘留應力（但無其它力作用時暫不會開裂）時，當構件在使用過程中承受一定的交變應力，就很容易萌生疲勞裂紋，而初期的裂紋擴展速率是較快的，導致疲勞起始區斷面異常粗糙。其受力過程為：

在裂紋起始及初期擴展時， $\sigma_s = \sigma_r + \sigma_a$

當裂紋達到一定尺寸時， $\sigma_s = \sigma_a$

σ_s 為構件承受的總作用力， σ_r 為殘留應力， σ_a 為構件正常工作時所受的交變應力。

2.6. 疲勞斷面定量分析存在的一些問題

雖然人們很早以前就試圖根據斷面的顏色、粗糙度等來大致對構件承受的應力大小、疲勞損傷時間等進行定量分析，然而迄今為止，利用疲勞斷面定量分析反推疲勞壽命、疲勞應力的研究雖取得了一定進展，但仍存在很大的問題。有許多問題尚待進一步探索和研究。

①疲勞斷面定量分析的基本依據是：每一條疲勞紋相當於負載的一次循環。然而在疲勞過程中，尤其是對表面完整性較好、疲勞應力較低的高週疲勞而言，第一階段擴展（包括萌生）所佔的比例相當大。而這一階段的裂紋起始，一方面不完全受疲勞紋擴展機制控制，微裂紋擴展的影響因素較多，不能簡單地用某一參數如 ΔK 來表示，因而目前還沒有計算這一階段疲勞壽命的數學物理模式。另一方面則由於目前受分析觀察能力的限制。所以按疲勞紋間距計算構件的總疲勞壽命則誤差相當大。因此目前的定量分析的壽命僅限於一定裂紋長度後至斷裂時的擴展壽命，或有先天性裂紋（或巨觀缺陷）後的壽命。

對低週疲勞而言，由於可以認為裂紋起始的時間很短，裂紋很快形成，且很快進入擴展階段。因此斷面反推出的疲勞壽命相對接近實際。但仍應當指出，低週疲勞裂紋擴展速率不能用 Paris 公式來表示，應根據實際的裂紋擴展規律來計算疲勞壽命。

另外，在一些特殊條件下，構件中雖存在裂紋，但只有在某種特定條件下才存在

$\Delta K_{\sigma_m} > \Delta K_{th, \sigma_m}$ ，因此不能用斷面定量測定疲勞紋間距來求得疲勞裂紋擴展壽命。由於在某種特定條件下導致裂紋擴展，每一次擴展均會在斷面上留下疲勞弧線，即表明發生擴展的次數。此時疲勞裂紋擴展壽命雖可通過（2-8）式計算，但某種特定條件在實際服役情況下出現的概率 P 往往難以求出，因而難以確定構件的裂紋擴展時間，也就更加難以求出該疲勞裂紋在使用多長時間內出現工程裂紋。

②有疲勞紋的斷面一定是疲勞損傷造成的失效，反之並不成立。對一些材料，尤其是高強度材料或脆性材料，其疲勞斷面上並不總是存在疲勞紋，因而疲勞斷面定量分析受到一定程度的限制。在這種情況下，只能利用 $\sigma_c \propto a_c$ 及 $\sigma_c \propto A$ 關係等進行一些有限的分析。

③用疲勞紋間距與 Paris 公式一起確定構件承受的應力，在一般情況下求出的是應力變化 $\Delta \sigma$ ，而確定工作條件下的最大應力 $\sigma_{\max}$ 則需知道構件所承受的應力比，而實際構件在服役過程中的應力比往往是變動的。同時，在實際構件中，構件承受的交流負載一般不為恆幅，而變幅負載造成的裂紋擴展延滯、加速和擴展順序效應，均會對失效構件承受負載的估算帶來極大的不便。

隨著科技的發展，上述問題的解決將不斷取得進展。近年來發展的電子隧道顯微鏡，由於分辨率較高，因而對研究疲勞裂紋擴展第一階段將大大地前進一步。

在斷面定量金相中一種較新的“分形法”也將對疲勞斷面的定量分析產生一定的推動作用。分形法的數學概念是建立在不規則剖面的表現長度變化，是測量單元尺寸的函數的基礎上的。因此構件實際負載的估算很有希望在“分形法”取得進展的情況下大大提高其準確性。

肆、建議事項

一、規劃『固定座』疲勞壽命提昇事宜

本屆 ASIP 會議上有一篇論文敘述到零件表面施以雷射衝擊強化，可提昇金屬結構件的疲勞壽命。此製程特性可應用於固定座的壽限管理上。

對照簡報資料得知，第 62 頁說明其破壞起始點有發現孔蝕(pits)，且其破壞機構研判為低週疲勞破壞(LCF Failure)。再比照第 61 頁的斷面觀察照片，在疲勞紋(Striation)上有發現孔蝕的跡證，並配合使用時數約遞減至 1/10，綜合上述結果研判本件的破壞機構極有可能是腐蝕疲勞(Corrosion Fatigue)而不僅是一般的低週疲勞。

腐蝕疲勞是腐蝕環境與循環應力同時交互作用的結果，因此其控制方式可歸納為三種途徑；改變環境、改進設計(改變應力和材料)、表面處理。(1)改變環境包括去除環境中的腐蝕劑成分，陽極處理便是屬於此類控制腐蝕疲勞的方法(2)改進設計對於控制腐蝕疲勞也非常重要，降低結構零件承載反覆應力水平，或者選用在使用環境中穩定的結構材料，均是常用的方法(3)表面處理根據功用可以分成兩類：①改變機件表面應力狀態的表面處理，例如珠擊，可以使表面層保持壓縮應力的狀態，並能顯著提昇腐蝕疲勞壽命。但當表面層遭受腐蝕後，這種影響不復存在②另一類為防護層表面處理，其中鋁合金的包鋁層(Alclad)便是一例。由於這類防護性鍍層防止了環境對機件的腐蝕作用，顯著增加了腐蝕疲勞無裂紋壽命。

固定座在不大幅改變零件加工藍圖的情況下，且考量臺灣屬海島氣候腐蝕環境異常嚴苛，未來製作新件前，建議事先告知其零件製造程序中，於機械加工完工後先加上一道『珠擊強化(Shot Peening)』的製程(珠擊位置為裂縫產生的 R 角部位)，然後再進行陽極防蝕處理，如此一來，疲勞使用壽命應可趨近原設計者的要求。

二、參加 ASIP 年會工程技術研討會

2010 年的飛機結構整合計畫會議，是專為聚集全球飛機結構整合領域的先進所設計，以及針對軍用和商用機隊，散播其飛機結構工藝技術等訊息。

第 26 屆飛機結構整合計畫(ASIP)工程技術研討會持續提供給結構整合負責人間，有關技術訊息互相交流的討論平台，項目包括設計、分析(結構分析和失效肇因分析)、測試、製造、認證、非破壞評估/檢測、保養、維修、安全性、風險評估和降低、耐久性及壽限管理等。此技術交流有助於提供適切的溝通管道，確保每個與會單位都明瞭彼此的能力和需求。對於空軍、海軍、陸軍、太空總署(NASA)和美國聯邦航空局而言，ASIP 會議已愈來愈形重要，因為一直持續強調維持老齡飛機的適航性。由於我國國軍所使用的飛機較老舊，因此更需加倍關注。

ASIP 會議不屬機密等級且未設定出席限制，它已成為國際上公認為此技術領域的重要會議。因此，大量稱職的全球工程人員均期望參與此盛會，並提出廣泛的技術觀點予以討論。

ASIP 中所敘述的分析技術屬結材組專業，如上所述分析又可分解為結構分析和失效肇因分析，以往本所較偏重結構分析方面。破損件斷面分析可能並不足以確定失效的直接原因，然而斷面觀察在這類調查中卻可開啓關鍵的作用。因此，結合冶金破損定性分析及結構受力定量分析，足以提昇飛機的妥善率，達成機隊管理的成效。建議未來能遴選設計分析與材料專長各一人參與會議，應可收最大成效。

附件