

出國報告（出國類別：進修）

「渦輪發動機事故調查訓練」
出國報告

服務機關：國家運輸安全調查委員會

姓名職稱：翟耀文 副調查官

梁 能 副調查官

派赴國家地區：美國，加州，洛杉磯市

出國期間：113年03月24日至113年03月31日

報告日期：113年06月24日

目錄

摘要.....	ii
一、目的.....	1
二、過程.....	1
2.1 授課講座.....	2
2.2 課程安排.....	3
三、訓練課程重點內容與心得.....	6
3.1 渦輪發動機簡介.....	7
3.2 渦輪發動機系統與運作.....	12
3.3 事故調查程序與實務.....	17
3.4 事故類型與案例研析.....	22
3.5 冶金學概論.....	34
3.6 材料失效調查流程.....	36
3.7 非破壞檢測技術.....	43
3.8 外部異物與損傷樣態.....	44
3.9 材料失效模式解析.....	45
3.10 材料失效案例探討.....	56
3.11 USC 掃瞄式電子顯微鏡實驗室見習 (SEM Lab).....	59
3.12 渦輪發動機殘骸檢視演練 (Aviation Safety Lab).....	60
四、建議.....	61

摘要

本次渦輪發動機事故調查訓練係參加由美國南加州大學維特比工程學院航空安全暨保安學程(Aviation Safety & Security Program, Viterbi Engineering School, USC)常年開設之渦輪發動機事故調查課程(Gas Turbine Accident Investigation, GTAI)，採用實體課程方式進行，內容涵蓋 3 大面向及 12 子項，包括：一、**渦輪發動機調查** – 1.渦輪發動機簡介、2.渦輪發動機系統與運作、3.事故調查程序與實務、4.事故類型與案例研析；二、**材料因素探討** – 1.冶金學概論、2.材料失效調查流程、3.非破壞檢測技術、4.外部異物與損傷樣態、5.材料損壞模式解析、6.材料失效案例探討；三、**調查實務與演練** – 1. USC 掃瞄式電子顯微鏡實驗室見習(SEM Lab)、2.渦輪發動機殘骸檢視演練(Aviation Safety Lab)。經由課程講座深入淺出的教學與真實案例的研討，參訓者得以瞭解渦輪發動機事故於調查過程的關鍵要項與程序，具備初步的渦輪發動機事故調查能力。

一、目的

飛航事故調查中，發動機是關鍵的調查項目之一。現今的商用航空器，無論固定翼或旋翼，多採用渦輪發動機作為其動力來源，本訓練旨在強化調查人員有關事故中渦輪發動機調查所使用的程序、方法以及相關技能，並將透過相關調查案例的演練與實作，使訓員具備渦輪發動機事故調查的專業知能。

本次渦輪發動機事故調查訓練係參加由美國南加州大學維特比工程學院航空安全暨保安學程(Aviation Safety & Security Program, Viterbi Engineering School, USC)常年開設之渦輪發動機事故調查課程(Gas Turbine Accident Investigation, GTAI)，採用實體課程方式進行，內容涵蓋 3 大面向及 12 子項，包括：

- 一、**渦輪發動機調查** – 渦輪發動機簡介、渦輪發動機系統與運作、事故調查程序與實務、事故類型與案例研析；
- 二、**材料因素探討** – 冶金學概論、材料失效調查流程、非破壞檢測技術、外部異物與損傷樣態、材料損壞模式解析、材料失效案例探討；
- 三、**調查實務與演練** – USC 掃描式電子顯微鏡實驗室見習(SEM Lab)、渦輪發動機殘骸檢視演練(Aviation Safety Lab)。

二、過程

GTAI 訓練課程係前往美國加州 USC Viterbi Engineering School, Aviation Safety & Security Program 設於洛杉磯市 LAX Airport 區的課程教室、Alhambra 區的飛安實驗室(Aviation Safety Lab)、以及 USC 校區內的電子顯微鏡實驗室(SEM Lab)，採實體課程方式辦理。其中，與調查工作、材料因素有關的簡介、程序、文件、原理、案例研析等等係於課程教室講授、研討；而事故現場作業模擬、殘骸檢視演練部份則是前往實驗室進行。訓練期間依照美國加州的作息時間(太平洋標準時間，GMT-8)，於 2024 年 03 月 25 日至 03 月 31 日、每日上午 8 時至下午 4 時間進行講授、演示。授課期間講座運用了大量的實際案例影片輔佐說明，不僅加深學習印象更提昇了學員聽講的專注能力。

以下分別就授課講座及課程安排作一概述：

2.1 授課講座

本次訓練針對渦輪發動機調查、材料因素探討分別邀請了二位資深講座進行授課，渦輪發動機調查部份由 Ken Wolski 主責，材料因素探討則由 Doug Pridemore 講授。

Ken Wolski 畢業於美國 Embry-Riddle 航空大學 (Daytona Beach, 1980)，擁有航空研究學士學位、以及 FAA 認可之航空器機身結構、動力系統專家證書。Mr. Wolski 在國際知名的渦輪發動機製造商 GE Aerospace 公司任職近 40 年，主要擔任新引擎開發、商業產品支援與飛行安全工程師等職務。在產品支援和飛行安全領域，Mr. Wolski 執行渦輪發動機事故與意外事件調查的年資總計達 37 年。身為商業飛行安全高級調查員，Mr. Wolski 曾擔任 GE Aerospace 事故調查部門的主任調查官(Investigator In Charge, IIC)，負責多起與使用 GE 發動機有關的飛航事故調查，涉及發動機產品線包括 M601E、CF700、CF34、CFM56、CF6、GE90 和 GEnx，調查足跡則包括美國、加拿大、巴西、澳洲、紐西蘭、荷蘭、英國、法國、德國、捷克、土耳其、日本、中國、韓國、新加坡、俄羅斯、愛爾蘭和台灣。2020 年 5 月，Mr. Wolski 自 GE Aerospace 公司退休。

在教學領域，Mr. Wolski 於過去 20 年間，一直在 FAA 設於美國 Oklahoma City 的運輸安全研究所 (Transportation Safety Institute, TSI) 教授渦輪發動機事故調查課程。自本(2024)年度起，受美國南加州大學維特比工程學院航空安全及保安學程之聘請，開始於 GTAI 課程中主講渦輪發動機調查部分，並帶領。



圖 2.1 渦輪發動機調查授課講座 Ken Wolski

Doug Pridemore 為美國辛辛那提大學冶金工程學系學士及碩士，在學期間即展現對金屬材料應力腐蝕裂縫和氫脆機制的研究長才，畢業後即分別於知名渦輪發動機製造商 Rolls-Royce (7 年)及 GE Aerospace (28 年)任職，專責渦輪發動機的故障分析，對於渦輪發動機的各种硬體，無論是旋轉部件（渦輪盤、轉子）、翼型（壓縮器、渦輪）或是複合材料（風扇葉片、導管）皆具有大量的實務調查經驗。目前 Mr. Pridemore 已自 GE Aerospace 公司退休，並受聘回任該公司工程和材料系統部(Engineering Material and System Department)擔任有給職的故障分析顧問。

Mr. Pridemore 發表了多篇有關各種失效分析機制的論文，其對於引擎金屬材料的深入研究，使我們對於當今渦輪發動機的材料破壞、故障機制能有透澈的了解，也因此 Mr. Pridemore 獲得美國金屬學會 (American Society of Metals) 委任為院士。在飛航事故調查的經驗方面，Mr. Pridemore 與國內外政府機構 (NTSB、加拿大 TSB、法國 BEA、軍事委員會等) 有多次的合作，期間亦主導了許多備受矚目的金屬材料調查，包含非包容性(Uncontained)發動機事故和軍事 I 級事故，對於各式商用、軍用與工業級 GE-Aviation 系列發動機非常熟稔。自 2003 年起，Mr. Pridemore 先生開始受聘在美國南加州大學維特比工程學院航空安全及保安學程教授渦輪發動機事故調查(GTAD)課程中有關材料因素探討部分。



圖 2.1 材料因素探討授課講座 Doug Pridemore

2.2 課程安排

訓練期間之課程配當表詳如表 2.1 所列。

表 2.1 2024 USC 渦輪發動機事故調查訓練課程配當表

日期 / 時間	講題
<p>Day 1 2024/03/25</p> <p>0800-0900</p> <p>0900-1000</p> <p>1000-1100</p> <p>1100-1200</p> <p>1300-1400</p> <p>1400-1500</p> <p>1500-1600</p>	<p>開訓式、訓練機構簡介</p> <p>講座介紹、學員介紹</p> <p>渦輪發動機簡介(1)</p> <p>渦輪發動機簡介(2)</p>
<p>Day 2 2024/03/26</p> <p>0800-0900</p> <p>0900-1000</p> <p>1000-1100</p> <p>1100-1200</p> <p>1300-1400</p> <p>1400-1500</p> <p>1500-1600</p>	<p>冶金學概論</p> <p>材料失效調查流程</p> <p>非破壞檢測技術</p> <p>USC 掃瞄式電子顯微鏡實驗室見習 (USC Scanning Electron Microscope Laboratory)</p> <p>1.SEM 設備簡介 2.渦輪葉片材料破壞性狀觀察 3.渦輪盤材料破壞性狀觀察 4.金屬反射電子成分解析</p>
<p>Day 3 2024/03/27</p> <p>0800-0900</p> <p>0900-1000</p> <p>1000-1100</p> <p>1100-1200</p>	<p>外部異物與損傷樣態</p> <p>材料損壞模式解析</p> <p>材料失效案例探討</p>

日期 / 時間	講題
1300-1400 1400-1500 1500-1600	渦輪發動機系統與運作(1)
Day 4 2024/03/28 0800-0900 0900-1000 1000-1100 1100-1200 1300-1400 1400-1500 1500-1600	渦輪發動機殘骸檢視演練(Aviation Safety Lab) 1.事故案例說明 2.發動機殘骸介紹 3.檢視重點與安全提示 4.殘骸檢視實作演練 渦輪發動機系統與運作(2) 事故調查程序與實務(1)
Day 5 2024/03/29 0800-0900 0900-1000 1000-1100 1100-1200 1300-1400 1400-1500 1500-1600	事故調查程序與實務(2) 事故類型與案例研析 結訓式 結業證書頒授 課後評量問卷填報 賦歸

三、訓練課程重點內容與心得

本梯次渦輪發動機事故調查訓練總計有來自 4 個國家、6 個不同單位的飛航安全或事故調查機構參與，包括美國加州消防局直升機飛安室 1 員、美國 Global-Aero 保險公司 1 員、美國 Flight-Safety International 航空學院 1 員、巴西 Embraer 飛機公司 1 員、荷蘭運輸安全委員會 1 員、以及我國運輸安全調查委員會 2 員，總計 7 名學員參與訓練。



圖 3-1 講座及全體參訓學員合影



圖 3-2 USC 航空安全暨保安學程中心



圖 3-3 上課教室一景

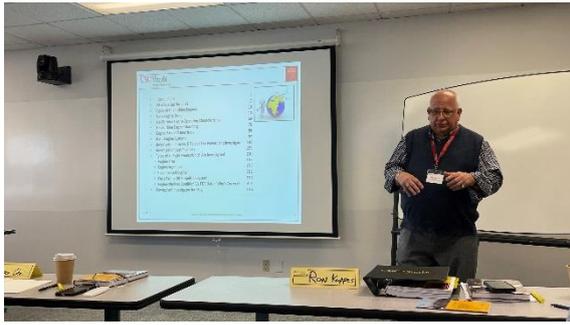


圖 3-4 渦輪發動機調查講授實況



圖 3-5 材料因素探討講授實況

課程中所使用的各項教學材料，包括講義、投影片、探討案例等資料，除於現場發放紙本，USC 並提供電子檔案置於 1 只 USB 隨身碟中贈送給每位參訓學員，實為校方十分貼心的服務。在此謹將訓練過程中各項課程主題之重點內容與心得彙述如下：

3.1 渦輪發動機簡介

渦輪發動機(Gas Turbine Engine)又稱為噴氣發動機(Gas Generator)，是一種藉由渦輪扇葉將氣體動能轉換為機械做功、產生推力的裝置，構造上主要包括壓縮器(Gas Compressor)與渦輪(Gas Turbine)二大部件，如圖 3.1-1 所示。在發動機中，被導入的空氣在通道中經過壓縮、燃燒，產生一高壓的容積擴張勢能，此勢能藉由氣路擴張行程(Gas Path Expansion Process)轉化為動能（速度），一部份推動渦輪轉變為機械動力，其餘則產生推力(Thrust)。

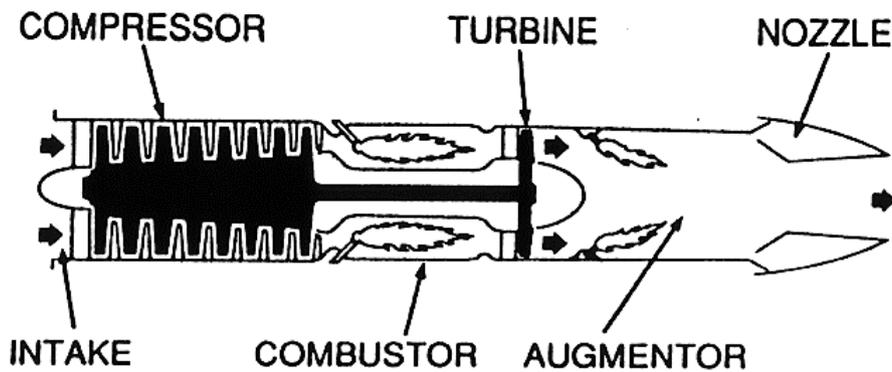


圖 3.1-1 典型的渦輪發動機構造

依據推力生成方式的不同，可區分為以下三種主要的渦輪發動機型式：

1. 渦輪噴射發動機(Turbojet)：經由排氣噴口氣流產生推力；
2. 渦輪軸／渦輪螺旋槳發動機(Turboshaft / Turboprop)：透過驅動齒輪箱／傳動軸帶動槳葉產生推力（有時會另以自由渦輪帶動）；
3. 渦輪扇發動機(Turbofan)：透過低壓軸渦輪驅動風扇以產生推力。

其中，渦輪扇發動機是現代大型商用航空器最廣泛使用的型式，可說是介於渦輪噴射發動機和渦輪螺旋槳發動機之間的跨界組合。它採用類似渦輪螺旋槳發動機以螺旋槳加速空氣的理念，透過風扇來加速空氣產生推力。在發動機運轉期間，風扇產生的氣流由通道流經發動機外部，此部份的空氣量與通過發動機內部的空氣量存在一比例關係，稱之為「旁通比」(Bypass Ratio)。舉例而言，如某發動機的旁通比為 6:1 時，即表示流經發動機外部的空氣重量是通過發動機內部空氣重量的 6 倍。是以，對於具備高旁通比特性的發動機而言，約有 75~80%的總推力是由風扇（次氣流）產生，僅約 20~25%是由核心（主氣流）產生。

現代的渦輪扇發動機從維修的角度來看，在設計上包含 5 個主要的維修模組(Engine Maintenance Units, EMUs)，如圖 3.1-2 所示：

1. 風扇(Fan)：增壓器(Booster)、風扇機架(Fan Frame)、風扇機匣(Fan Cases)
2. 核心(Core)：低壓與高壓壓縮器(Low / High Pressure Compressor, LPC / HPC)、擴散器(Diffuser)與燃燒室(Combustion Chamber)
3. 高壓渦輪(High Pressure Turbine, HPT)
4. 低壓渦輪(Low Pressure Turbine, LPT)，渦輪後機架(Turbine Rear Frame, TRF)
5. 附件(Accessories)：齒輪箱(Gearboxes)、發動機控制及系統附件。

風扇位於發動機的最前緣，負責將外部的空氣吸入發動機內。為了提高進氣的效率與穩定性，風扇葉片的外形多呈曲面甚至附有肩凸(Shoulder)，如圖 3.1-3。核心模組在壓縮器的部份，依據氣體受壓流動方向可分為軸流式(Axial)與幅流式(Centrifugal)。軸流

式壓縮器由內側的轉子機構(Rotor Structure)與外側的定子機匣(Stator Cases)組合而成，如圖 3.1-4 及 3.1-5 所示，可吸入大量空氣、經各級轉子增減速及漸縮通道提高壓力且壓縮，而固定機匣上的可變式定子葉片(Variable Stator Vanes, VSVs)，藉由調整葉片角度以適應各轉速區間所需空氣流量，提昇發動機的性能。此時，被高度壓縮、且具有高流速的空氣，藉由擴散器降低流速並提升壓力後，進入燃燒室與燃油混合進行燃燒。其中，燃燒室的形態常見的有筒環式燃燒室(Can Annular)與環型燃燒室(Annular)兩種，如圖 3.1-6 及 3.1-7 所示，現今多採用後者。

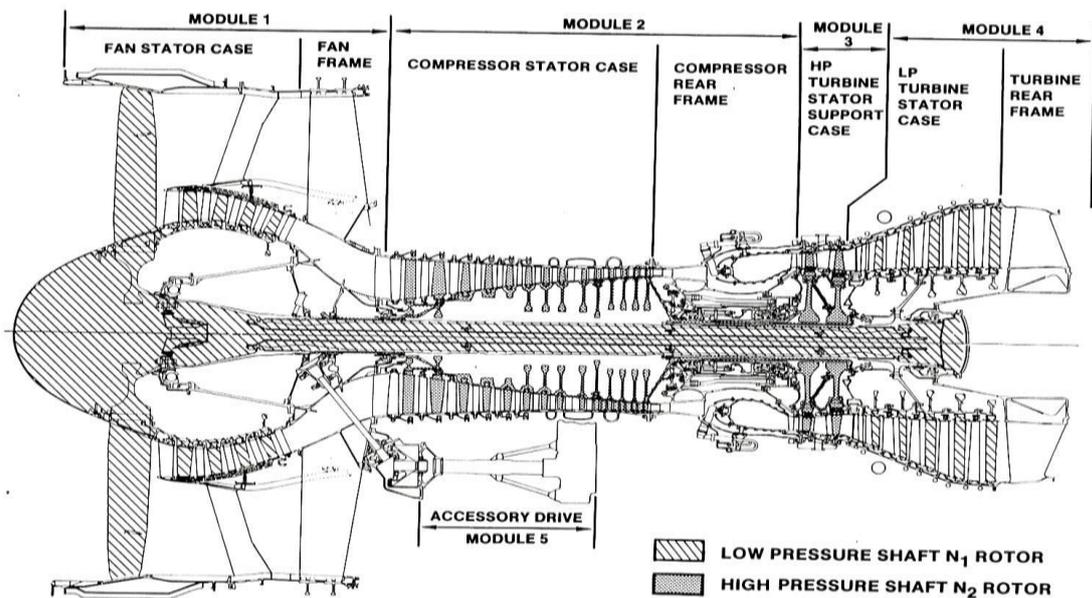


圖 3.1-2 渦輪扇發動機的 5 大模組



圖 3.1-3 發動機風扇葉片

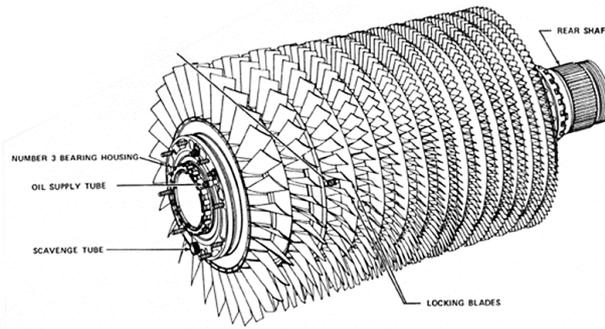


圖 3.1-4 壓縮器轉子機構

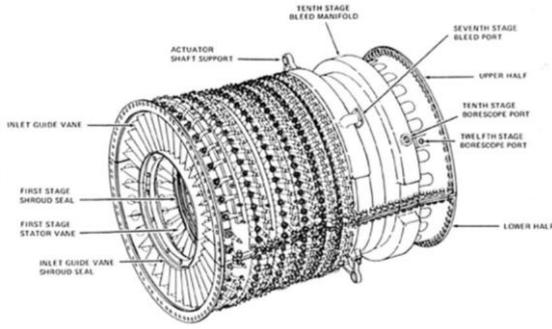


圖 3.1-5 壓縮器定子機匣

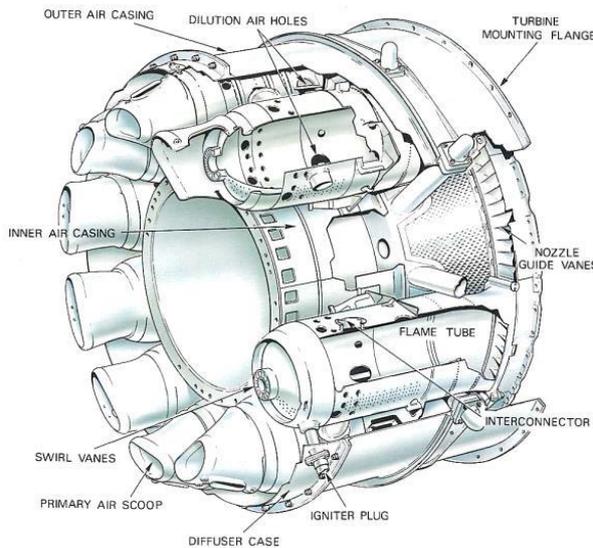


圖 3.1-6 複式燃燒室
(摘自 Rolls-Royce, 1986)

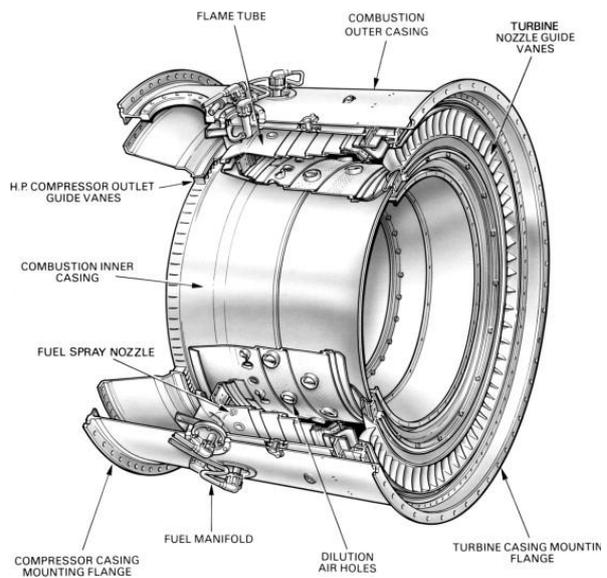


圖 3.1-7 環型燃燒室
(摘自 Rolls-Royce, 1986)

經過燃燒、飽含能量的高溫高壓氣體，從燃燒室排出後來到 HPT。HPT 最主要的功能是驅動高壓壓縮器轉子(High Pressure Compressor Rotor, HPCR)以進行空氣的壓縮，此模組包含兩大元件：噴嘴(Nozzles)以及轉子(Rotor)。渦輪噴嘴將燃燒室出口氣流加速，並以最佳角度吹擊渦輪轉子葉片推動渦輪、帶動輪軸以驅動前方的 HPCR。由於此處的熱氣溫度高達攝氏 1 千度以上，因此噴嘴及轉子在設計上必須考量金屬表面的冷卻以避免產生材料破壞，冷卻的對策在設計上可考量轉子葉片的翼型設計、葉面塗層或金屬鍍膜等，而作法上則可運用冷空氣的對流、隔膜、以及噴擊等方式進行。其中，冷卻用的空氣一般取自壓縮段的引出氣流(Bleed Air)，導入轉子輪盤的空氣管(Air Tube)連通至轉子葉片的空腔，藉由內部的管道、微型噴嘴及表面氣孔達到冷卻的功效。典型的 HPT 噴嘴與轉子葉片型態如圖 3.1-8、3.1-9 所示。



圖 3.1-8 HPT 噴嘴



圖 3.1-9 HPT 轉子

燃燒熱氣在通過 HPT、釋放部份能量之後，便進入 LPT 模組。LPT 最主要的功能是由中軸驅動低壓壓縮器轉子(Low Pressure Compressor Rotor, LPCR)以進行空氣的壓縮。與 HPT 相似，LPT 模組亦包含噴嘴(Nozzles)以及轉子(Rotor)二大元件，同時在 LPT 的第 1 級噴嘴和轉子亦採中空冷卻通道以避免熱破壞。典型的 LPT 構造及外觀如圖 3.1-10、3.1-11 所示。燃燒熱氣在通過 LPT、能量再次被釋放、轉換後，氣流由尾管排出與旁通的冷空氣混合，再一起排入大氣中。

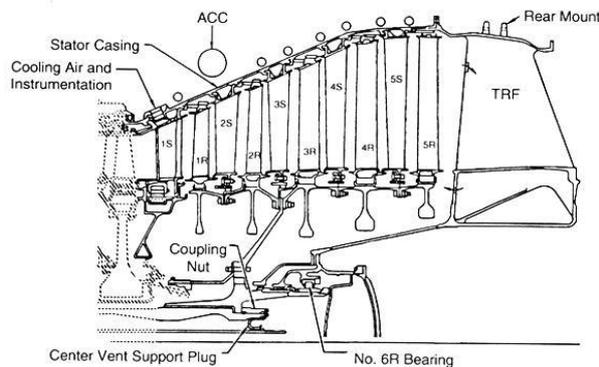


圖 3.1-10 LPT 構造



圖 3.1-11 LPT 外觀

渦輪發動機簡介的最後一個部份，就是附件模組，包含了許多不同用途與功能的傳動軸(Drives)、齒輪箱(Gearboxes)、控制與偵測元件(Control /Detect Units)等等附加設備，藉由發動機的核心動力，透過一系列傳動箱和傳動軸來驅動各類協助發動機運轉的裝置。典型的傳動系統組成包括：內齒輪箱或輸入齒輪箱(Inlet Gearbox, IGB)、徑向傳動軸(Radial Drive Shaft, RDS)、傳動齒輪箱或傳接齒輪箱(Transfer Gearbox, TGB)、水平傳動軸(Horizontal Drive Shaft, HDS)、以及附件齒輪箱(Accessory Gearbox, AGB)。而安裝在

附件齒輪箱上、用於發動機和機身的常用配件有：主燃油泵(Main Fuel Pump, MFP)、液力控制器 (Hydromechanical, HMU)、潤滑／回油泵(Lube and Scavenge Pump, L&S)、整合發電機 (Integrated Drive Generator, IDG)、液壓幫浦(Hydraulic Pump)、永磁發電機 - FADEC 電力來源、N2 轉速感知器等。典型的附件齒輪箱安裝位置以及附件內容如圖 3.1-12、3.1-13 所示。



圖 3.1-12 常見的附件齒輪箱安裝位置

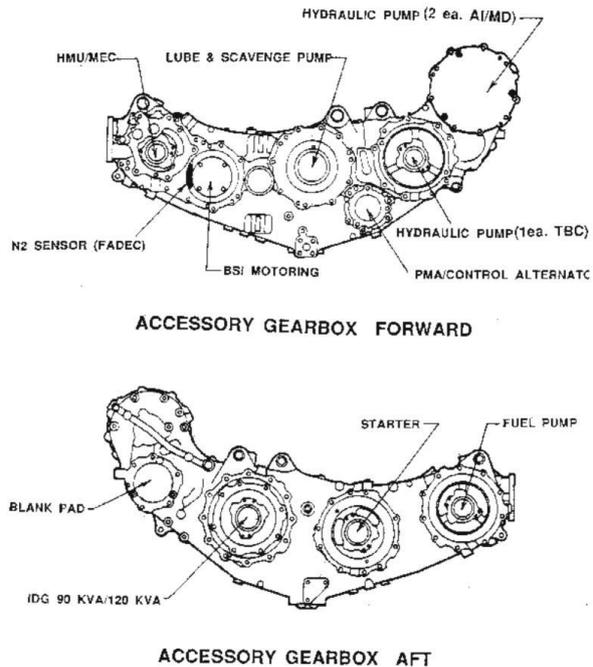


圖 3.1-13 附件齒輪箱配件內容

3.2 渦輪發動機系統與運作

渦輪發動機的運作原理為布雷登循環(Brayton Cycle)，包含 4 個階段：進氣(Intake)、壓縮(Compression)、燃燒(Combustion)、以及排氣(Exhaust)，如圖 3.2-1 所示。進氣時，環境空氣經由風扇引入壓縮器進行壓縮（壓縮行程），接著將燃料注入燃燒室與高壓空氣混合燃燒（燃燒行程），燃燒後的熱氣在氣道中藉由渦輪提取其能量，高壓渦輪驅動高壓壓縮器、低壓渦輪則驅動低壓壓縮器，使上述行程得以持續進行，熱氣最終排出機外完成循環。為了確保發動機運作的順暢以及機件材料能充分發揮其功能，在機件構造的設計上導入了可變葉片與可變閥門，分別運用在低壓段的定子和排氣閥門，也就是可變定子葉片(VSVs)和可變旁通閥門(Variable Bypass Valves, VBVs)。藉由這 2 項可變的設計，得以有效提升壓縮器的工作效率並減少葉片在較低轉速進入失速狀態的可能性。

此外，發動機的管理系統亦針對多項運轉期間的參數進行偵測與紀錄，如低壓渦輪軸轉速(N1)／總壓比（渦輪排氣口壓力與壓縮器進氣口壓力比值）（Engine Pressure Ratio, EPR）、高壓渦輪軸轉速(N2)、燃油流量(Fuel Flow, FF)、排氣溫度(Exhaust Gas Temperature, EGT)等等，作為發動機運轉控制、維修作業的參考依據。

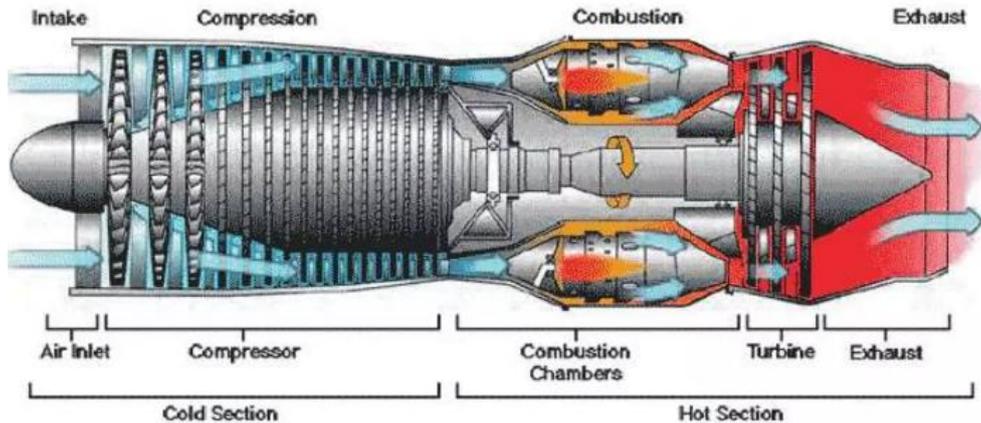


圖 3.2-1 布雷登循環(Brayton Cycle)

渦輪發動機的安裝，就所處的位置而言可概分為機翼、機尾、機身、以及頂部平台等四個主要的區域，固定翼航空器又多採前三種型式設置旋翼航空器則以第四種為主。在設計上，連接發動機與航空器的構件必須能承受飛航操作、地面運行、以及發動機運轉所產生的各種應力。現今的大型商用航空器，發動機多安裝於機翼或機身位置，藉由前、後裝置架(Mounts)以及支架(Pylon)，與航空器連接，如圖 3.2-2、3.2-3 所示。

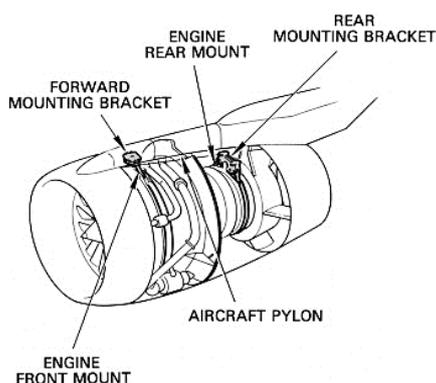


圖 3.2-2 機翼安裝示意圖

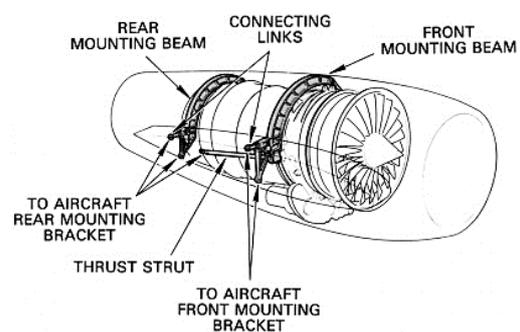


圖 3.2-3 機身安裝示意圖

為使渦輪發動機的效能趨近最佳化，現代的發動機運作管理介面可分為 4 大主要系統：燃油控制系統、滑油循環系統、軸承運轉系統、空氣流路系統，分述如下：

1. 燃油控制系統(Fuel Control System)

燃油控制，就是按照選定的壓力和流量向燃燒室供應燃料以換取對應的推力。良好的燃油控制系統，必須使發動機能可靠地提供推力、提供渦輪機械保護的機制（不超過設計的溫度和壓力限制），甚至進一步的優化燃油消耗率，讓航空器在整趟航程中都能穩定且有效率地運行。早期的燃油控制系統，採用液壓機械式的控制模組，其中包含根據 HPC 排氣壓力來設定燃油流量、VSVs 與 VBVs 開啟角度的 3D 凸輪軸。新近的燃油控制系統則是採用電子化的全功能數位電子控制(Full Authority Digital Electronic Control, FADEC)系統、透過電子控制單元(Electronic Control Unit, ECU)進行閥門設定與管理數值偵測，如主控單元(Main Engine Control, MEC)、燃油主控單元(Main Fuel Control, MFC)。ECU 具備雙通道、多重感測與伺服單元、以及非揮發性記憶體(Non-Volatile Memory, NVM)，透過內建測試可主動提供運轉及監測數據，有效提高了系統的可維護性。在事故調查中，針對燃油控制系統的事實資料包括：燃油樣品採集、油門位置、3D 凸輪軸與油路閥門狀態、ECU 數值等。

2. 滑油循環系統(Oil Delivery and Scavenge System)

滑油循環系統是一套封閉、獨立的潤滑油路，其功能就是潤滑和冷卻發動機中的主要零配件如軸承、滑座等，同時也透過熱交換器來獲致加熱燃油的功用。典型的系統組件包括：滑油箱、供給／回收油泵、供油歧管、滑油噴嘴（噴頭）、回收歧管、過濾單元、磁性金屬碎屑偵測器(Magnetic / Master Chip Detector, MCD)、滑油/燃油熱交換器等。在事故調查中，針對滑油循環系統的事實資料包括：滑油樣品採集、MCD 與濾網檢視、金屬碎片與碎屑蒐集等。MCD 檢視範例如圖 3.2-4 所示。

3. 軸承運轉系統(Bearing Sump System)

使用軸承的目的，是讓渦輪發動機的硬體機構在徑向和軸向上均能精確的對準、接合，以期儘可能的降低動能傳遞的減損，獲致最大效能。最常見的軸承型式就是滾珠軸承(Ball Bearing)和滾柱軸承(Roller Bearing)，如圖 3.2-5、3.2-6 所示。

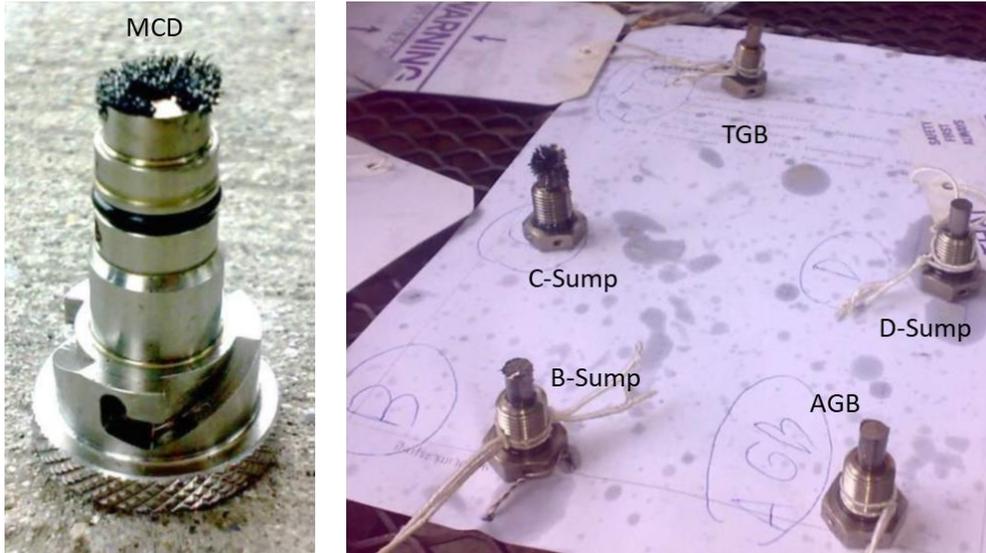


圖 3.2-4 MCD 檢視範例



圖 3.2-5 滾珠軸承



圖 3.2-6 滾柱軸承

軸承在高速的轉動中亦會因摩擦產生極大的熱能，為了降低摩擦、減少動力耗損與熱能的產生，軸承油槽系統(Bearing Sump System)便應運而生，以使主軸軸承和傳動齒輪得以在較低溫的環境中運轉。在事故調查中，針對軸承運轉系統可以掌握的事實資料包括：剝落、潤滑不足、色差、刮痕、表面不平整等。

4. 空氣流路系統(Airflow Paths System)

就渦輪扇發動機而言，空氣的流通路徑分為進入發動機進行燃燒的主氣流路，以及自發動機旁側通道通、由排氣尾段噴出形成推力的次氣流路，如圖 3.2-7 所示。其中，自發動機壓縮段引出的高壓空氣則為附屬(Parasitic)氣流，用以冷卻動力系統中的壓縮器、渦輪、葉片、噴嘴等，同時也為軸承油槽加壓。在主氣流路中，VSVs 和 VBVs 扮演著優化 HPC 運轉效能的關鍵角色，透過觀察 VSVs 和 VBVs 開啟的角

度，或是 VSVs 與 VBVs 致動器(Actuator)內部與推桿上的衝擊痕跡(Impact Mark)，也可以掌握事故／事件當下發動機所處的運轉狀態。

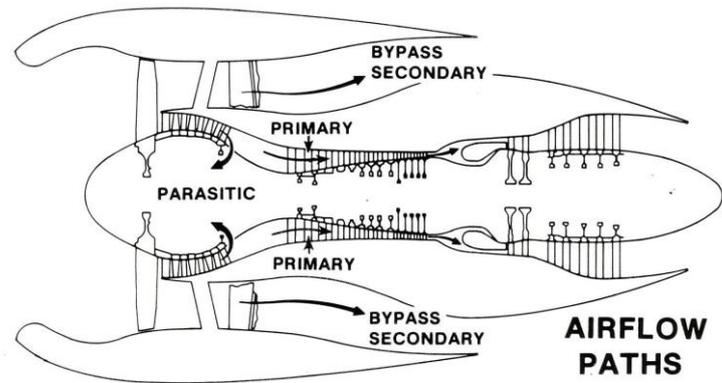


圖 3.2-7 空氣流路示意圖

另外，溫度監測在空氣流路中也是非常重要的一環，也就是渦輪溫度指示系統 (Engine Turbine Temperature Indication System)，簡稱為排氣溫度(Exhaust Gas Temperature, EGT)。此系統由溫度感測器、引線和線束組成，感測器為熱電耦元件，探頭分布於渦輪尾段，採全平均值方式提供予 ECU，作為發動機控制的參數。EGT 線路與安裝實況如圖 3.2-8 所示。

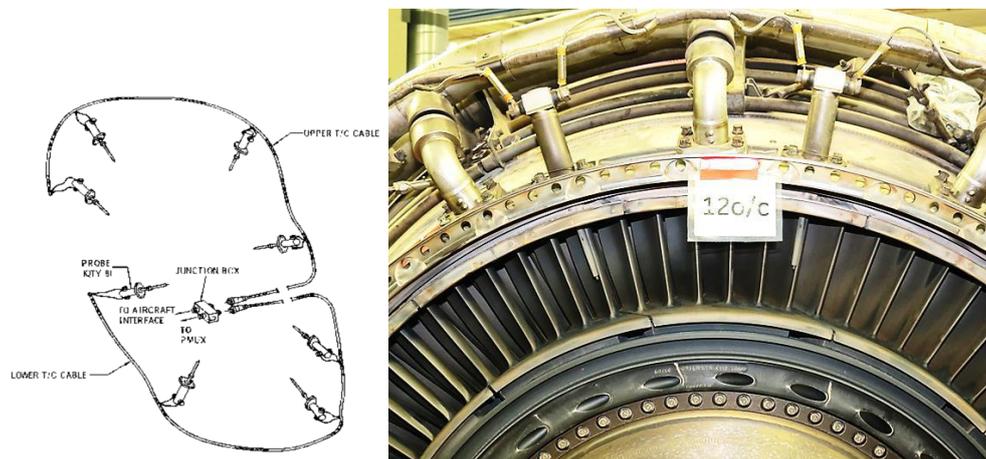


圖 3.2-8 EGT 線路與安裝實況

3.3 事故調查程序與實務

進行發動機事故調查的目的，是要找出引致事故的根本原因，在機隊中採取即時的矯正和預防措施，以防止再次發生。因此，各項事實證據的及時蒐集（有時是易流失的證據）是非常重要的，因為這些證據、經驗和教訓，不僅可以作為改正現況的依據，更可作為未來新一代發動機設計的參考。以下分別就發動機事故調查的程序、以及事故調查的實務兩大部份進行說明。

一、事故調查程序

國際民航組織(International Civil Aviation Organization, ICAO)於國際民航公約第 13 號附約(Annex 13)中訂有飛航事故／意外事件的定義，以及事故調查的程序與規則，為世界各國提供了國際一致的標準和建議做法。一般而言，涉及渦輪發動機調查案件的常見情境有：

- 人員死亡、受傷或飛機嚴重損壞；
- 非包容性(Uncontained)事件（含發動機外罩的非包容性事件）
- 機罩內著火
- 發動機或相關零組件脫落
- 反推力裝置無故作動
- 風扇葉片分離或斷裂

由於美國是航空器以及發動機的製造國，因此在許多美國境外、涉及美國製造的航空器（如 Boeing）或發動機（如 GE）的調查案中，美國國家運輸安全委員會(National Transportation Safety Board, NTSB)即會以授權代表(Accredited Representative, AR)的身份參與，而航空器、發動機的製造廠則會以技術顧問(Technical Advisor)的身份參與在調查案的發動機所屬分組當中，即所謂的「參與式調查」。技術顧問依據調查團隊的需求，針對所屬的專業課題提出檢驗、測試、評估成果，透過 AR 提交予調查團隊作為事故分析的參考依據。

依據 ICAO Annex13，調查報告架構分為事實資料、分析、結論、建議等四大部份，其中，發動機調查分組在事實資料階段會協助針對事故現場、發動機拆解分析、零組件

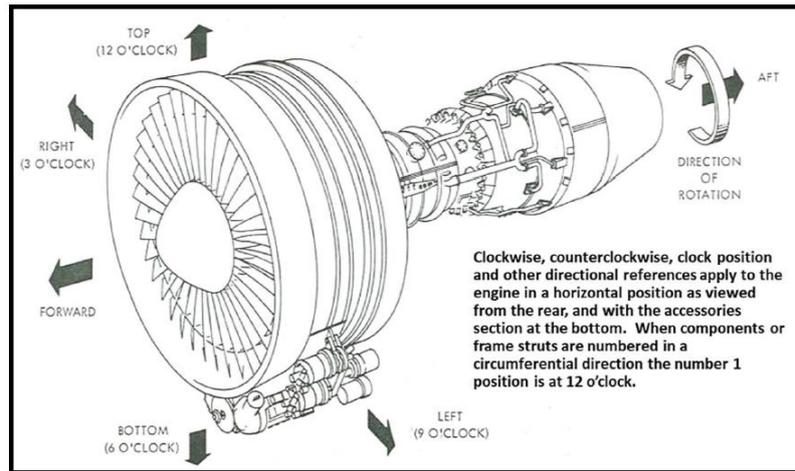
拆解測試、冶金檢查等進行資料蒐集。此部份的工作可能會面對範圍廣闊、多發動機、具生物危害、工作時間長等狀況，因此如何妥善安排人力、系統化且有效率地蒐集／採集各項事證與紀錄是關鍵的課題。而在分析階段，發動機調查分組則會針對飛航資料紀錄器(Flight Data Recorder, FDR)和座艙語音紀錄器(Cockpit Voice Recorder, CVR)中有關發動機部份、發動機組件拆解、金屬失效、組件性能等項目進行分析、測試，再藉由根本肇因分析(Root Cause Analysis, RCA)方法整理歸納引致事故的各項因素，並找出最可能的原因，得出最後的結論。這些結論必須能從所記錄的事實資料、分析測試、事件序列或時間軸、實驗室結果中獲得充分地支持。最終，發動機調查分組依據結論針對發動機製造廠商、監理機關等提出具體的改善建議，通常可分為 2 大類：1.日常作業程序訂定，如：檢查時程調整、硬體同步更新等；2.最終改正措施執行，如：組件重新設計、操作程序變更等。這些改善建議通常會以設備原廠(Original Equipment Manufacturer, OEM)服務公告(Service Bulletin, SB)、以及監理機關適航指令(Airworthiness Directives, AD)的方式落實執行在日常的作業中，以達到確實改正缺失、避免類似事故再發生的目標。

二、事故調查實務

針對發動機事故的調查，實務上可分為事故現場作業、發動機修護工廠作業、發動機破壞性狀紀錄等三大部份，分述如下：

1. 事故現場作業

由於發動機大抵上是軸對稱的型式，在描述發動機狀態時必須先明確定義觀察的方位，也就是何為上、下、左、右、前、後，以避免混淆。一般常用的定義及紀錄方式如圖 3.3-1 所示，在視線方向上以後方往前看(After Looking Forward, ALF)為主，依此再按時鐘整點位置訂出 3 點鐘、6 點鐘、9 點鐘、12 點鐘等 4 個方位。此時，再加註該發動機在機身上的位置編號，即可使發動機現場作業的內容與成果呈現具備一致性，不會混淆。



Most Engines Rotate Clockwise (CW) Aft Looking Forward (ALF)

圖 3.3-1 發動機觀察方位定義

現場作業時，由於殘骸、零組件多會帶有尖、刺、鋒利等容易導致受傷的銳利部位，甚至會有吸入性或生物病原危害(Biohazards)的可能，因此適當地穿戴個人防護裝備(Personal Protection Equipment, PPE)、行動中留意鋒利部位才能確保行動安全。常見的危險物品和部件包括：複合材料、生物遺骸、燃油、滑油、液壓油、滅火瓶液壓儲存罐、氧氣瓶等，而常用的防護裝備則有：手套、護目鏡、呼吸器或防護面罩等。

進入事故現場後，首要工作就是記錄發動機及相關硬體零組件未來移動時可能遺失的所有事證，包括：地面刮痕、殘骸碎片分布、燃油與滑油樣品、滑油循環濾網與 MCD、隔離並擷取 ECU 的 NVM 資料、駕駛艙儀表數值 (N1、N2、EGT、FF) 與狀態 (油門位置、反推力器設定、燃油閥門位置、滅火開關位置)、可轉動元件的狀態 (有無脫落、破損或穿孔)、燃油控制單元(Fuel Control Unit, FCU)的狀況、VSV 與 VBV 致動器行程量測、FDR 與 CVR 資料下載等。如果調查團隊能夠在事故現場取得初步的 FDR 數據，則發動機調查小組應針對引擎參數(FF、EGT、N1、N2)數據進行檢視，以確認電腦數值是否依從油門桿的設定而作動。此外，若是 FDR 數據滅失或不可考時，亦可利 CVR 資料進行頻譜分析取得扇葉旋轉頻率以換算推力。

由於現場作業的品質往往是調查成敗的關鍵，故講座在此節提出下列幾項建議：

- A. 以開放的心態進行每項調查：不要先入為主，根據事實才是唯一途徑；
- B. 堅持事實，切勿猜測；
- C. 成為團隊合作者：成功需要團隊努力，尊重每個成員的聲音/想法；
- D. 獲得主導調查單位 IIC 批准前，切勿移動任何證據（硬體或其他）；
- E. 移動證據前必須完整記錄當下所有狀態；
- F. 不要與調查團隊以外的任何人討論調查發現或結果；
- G. 不要與媒體交談：保持禮貌，將他們轉介給 IIC 或指定的發言人；
- H. 每個角落都可能有攝影機和麥克風：採取行動或發言之前請務必考慮。

2. 發動機修護工廠作業

發動機相關事故通常會需要進行詳細的拆解分析，才能確切瞭解問題發生的根本原因。對於拆解的工作計畫內容，調查團隊成員應有一致的共識，再擇定具有充足維護、修理和翻修(Maintenance, Repair and Overhaul, MRO)能量的修理廠進行拆解。執行拆解的工作區域與相關設施，必須被確實的隔離和保全，並指派固定的人員來配合調查團隊，以確保工作的進度不受影響、內容及成果不會外流。建議優先考慮具備以下設備與能力的 MRO：具備發動機試車台(Test Cell)、具備完整拆解發動機能量、可執行附件測試台功能測試(Bench Test)、可執行非破壞性檢測(Non-destructive Test, NDT)、可執行高階冶金學檢驗與測試。其中，在完整拆解發動機能量部份，其設備與工具應可進行完整的模組、次模組拆解至零件狀態，亦能對單一或疊合的轉動構件進行軸線校準與平衡測試。對於拆解計畫，以下的事項是必須要留意的：

- 取得發動機結構斷面圖：作為零組件識別、運作狀態與標示紀錄使用；
- 選用經驗豐富的機械員：他們可提供除了手冊和程序以外的細部觀察；
- 要有詳細的內容：包含標籤、照片、測量項目等等，均須事先討論布局；
- 這是耗時的工作：常規的作業多可在 1-2 天內拆解至零件等級，而進一步的分析、測試與檢驗則需要 7-10 天以上的時間；
- 即時記錄各項成果：調查團隊成員應全程在現場參與；
- 應作成拆解測試報告並發布。

由於拆解對於事故發動機而言是屬於破壞性的作業，可能造成證據的流失，因此強烈建議在拆解前先進行 NDT 期能完整的蒐集保留各項證據。常用的 NDT 包括 X 光(X-Ray)、螢光滲透檢驗(Fluorescent Penetrant Inspection, FPI)、浸入式超音波檢測(Immersion Ultrasonic Inspection)、渦電流(Eddy Current)、內視鏡(Borescope)等等。

若是可以取得剖面切削零件作為範例，則可有效提供視覺上的輔助，確認零組件的疊合安裝方式，作為氣體或液體洩漏路徑的判斷參考。

3. 發動機破壞性狀紀錄

對一名發動機事故調查人員而言，在調查過程中必須釐清的關鍵事項有：

- 事故發生時，發動機有無提供動力？（風扇/螺旋槳/齒輪箱是否轉動）
- 何種動力等級？（風旋、順槳、怠速、起飛）
- 是否有任何證據顯示發動機在事故發生前就已經有損壞？（異物吸入、非包容損壞、機罩內火災、反推力器意外啟動、推進系統零件脫落）

以上都是發動機事故調查人員必須觀察、記錄的發動機實體特徵。而在事故發生的過程中，衝擊力是決定發動機損壞程度的最主要因素。衝擊力的大小與衝擊角度有關，相關因素包括：飛機空速、飛機姿態、地表狀態（軟硬、植被）。一般而言，高角度與低角度撞擊常見的損壞性狀/結果如表 3.3-1 所列。在不同轉速狀態下發生事故時，發動機的性狀也會有所差異，如表 3.3-2 所列。

表 3.3-1 不同角度撞擊常見的損壞性狀

高角度撞擊	低角度撞擊
<ul style="list-style-type: none"> • 發動機與機身分離 • 少量的異物吸入 • 發動機破碎離散 • 控制元件和附加設備與其安裝基座分離 • 發動機組件有明顯的撞擊痕跡 	<ul style="list-style-type: none"> • 大量的異物吸入 • 發動機仍與機身保持連結 • 發動機幾乎完整 • 控制元件和附加設備仍連接在齒輪箱上 • 發動機組件缺乏明顯的、或僅有少量的撞擊痕跡

表 3.3-2 不同轉速撞擊常見的損壞性狀

高轉速	低轉速	無轉速
<ul style="list-style-type: none"> • 幾乎沒有吸入異物的證據 • 可能有瞬間停止的跡證 • 調查中可觀察到相近且一致的損壞性狀 • 轉子葉片彎折斷裂（靠近葉片底座） • 葉片彎折方向與旋轉方向相反 • 葉尖變色與金屬化 	<ul style="list-style-type: none"> • 少量異物吸入 • 僅衝擊區域小範圍的損壞 • 不一致的損壞性狀 • 葉片彎折狀態不一致 • 微量的葉尖變色和金屬化 	<ul style="list-style-type: none"> • 與低轉速狀態類似，但無異物吸入 • 葉尖僅有印記

3.4 事故類型與案例研析

依據過往的調查案例，於航機運作中所發生的發動機相關事故，大致可以分為四種類型：火災、異物吸入、非包容性損壞、推進系統零件脫落等，分述如後。

一、火災

依據過往的案例統計，於發動機外罩內因燃油引致的火災，通常侷限在高度 11,000 英尺以下，主要是與大氣壓力、含氧量有關。經驗顯示，飛行中最有可能發生火災的區間是從起飛到爬升、高度低於 5,000 英尺的過渡階段，而地面作業的火災風險也相對較高。發動機火災的形成須同時具備 3 大要素：熱源、可燃性液體、以及助燃物（即氧氣），如圖 3.4-1 所示。其中，熱源可以來自熾熱的金屬表面、火花、或是摩擦，可燃性液體則包括航空燃油、滑油、液壓油等。

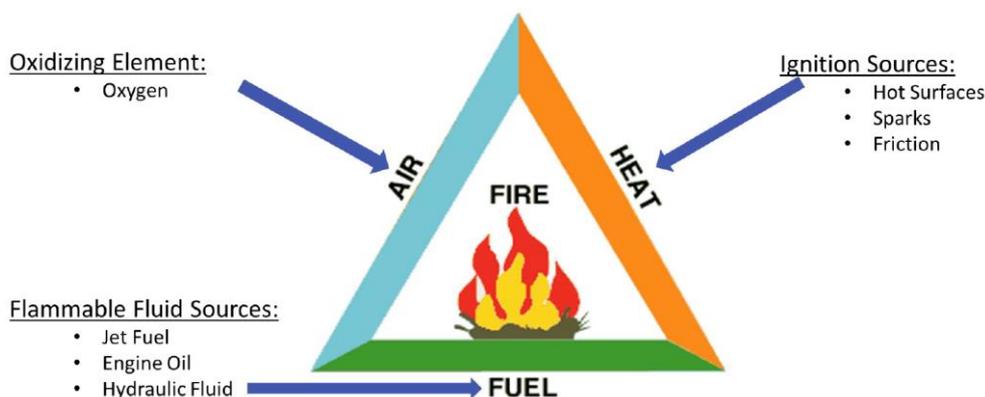


圖 3.4-1 引致火災的 3 大要素

可燃性液體的燃燒特性，包含閃火點(Flash Point, FP)以及自燃溫度(Auto Ignition Temperature, AIT) (俗稱自燃點)。閃火點是汽化的可燃性液體與週遭空氣混合達一定濃度後可產生閃火現象的溫度，最低自燃溫度則是汽化的可燃性液體在常壓、沒有外部火源情況下發生自燃的最低溫度。在航空領域中，常見可燃性液體的發火特性如表 3.4-1 所列。

發動機在設計上，是有納入「火區」(Fire Zone)的概念。所謂「火區」，係指發動機預計可能會發生火災的特定區域，針對此區域將藉由下列方法進行控制，以儘量降低火災發生的可能性，避免危及飛機：

- 防止可燃液體溫度達到 AIT
- 儘速排空區域內的可燃液體
- 偵測火災
- 阻止火勢蔓延
- 迅速滅火

表 3.4-1 常見可燃性液體之發火特性

Oil	Mobil Jet Oil II	Mobil Jet Oil 254 (3rd Gen)	Mobil Jet Oil 291 (4th Gen)
Flash Point	270 C / 518 F	254 C / 489 F	260 C / 500 F
Auto Ignition Temp	404 C / 760 F	399 C / 750 F	405 C / 761 F
Fuel	Jet A	Jet B	
Flash Point	>40 C / 105 F	< -18 C / 0 F	
Auto Ignition Temp	225 C / 437 F	230 C / 446 F	
Hydraulics	Skydrol 500B		
Flash Point	182 C / 360 F		
Auto Ignition Temp	510 C / 950 F		

火區的安全可以從預防(Prevention)、遏制(Containment)、偵測(Detection)、滅火(Extinguishment)等 4 個面向來探討，如表 3.4-2。

在預防方面，首先，良好的通風換氣率可以避免易燃液體達到 AIT。機罩內的通風路徑基本上都是採由前往後、由上往下的方式導引氣流。通風換氣率是以每分鐘的空氣交換量(Air Changes Per Minute, ACPM)來計算，會隨著航機所處的飛行階段而

變化。其次，易燃液體的洩排裝置可避免液體積聚在發動機機艙內，通常在機艙罩的 6 點鐘位置會設置適當尺寸的洩排孔以對應可能的大量液體洩漏問題。

在遏制方面，則是針對火區設置防火牆以確保火勢被控制在指定的區域內，不致蔓延。典型的發動機火區位置及防火牆如圖 3.4-2、3.4-3。防火牆依據其耐火特性，對應不同運作狀態可分為防火(Fireproof)與耐火(Fire Resistance)兩種類別。當防火牆可承受華氏 2000±150 度火焰達 15 分鐘以上，對於飛行中或在地面其類別皆屬 Fireproof。若防火牆僅可承受華氏 2000±150 度火焰 5 分鐘，對於飛行中狀態屬 Fireproof，但對於在地面狀態則屬 Fire Resistance。

表 3.4-2 火區安全的 4 個面向

預防	遏制	偵測	滅火
<ul style="list-style-type: none"> 提供足以減輕有害汽化物累積的通風換氣率 具備可防止易燃液體積聚的洩排裝置 	<ul style="list-style-type: none"> 確保火勢被控制在指定火區的防火牆內 	<ul style="list-style-type: none"> 具備多重（雙套）火災偵測報警系統 	<ul style="list-style-type: none"> 在高壓關斷閥與掛架備用關斷閥等位置有多重燃油關斷方式 具備多重的滅火劑釋放裝置

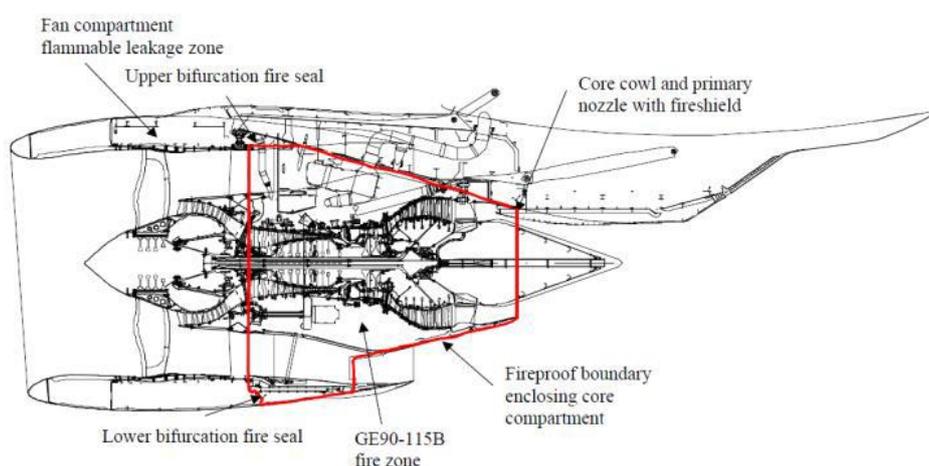


圖 3.4-2 發動機火區位置

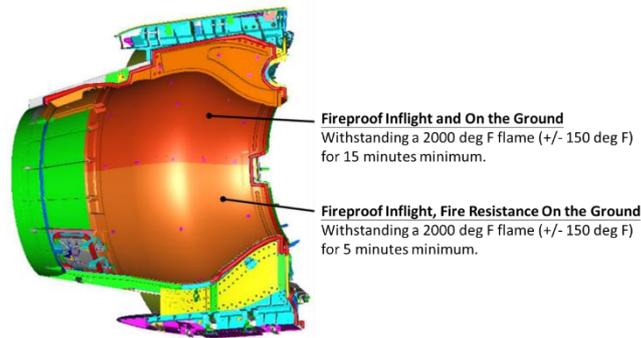


圖 3.4-3 發動機防火牆

火災的偵測是利用氣動原理，藉由一填充氦氣（外層）與氫氣（核心）的感測管於受熱時的壓力變化進行判斷。偵測系統之配置如圖 3.4-4。當感測管被加熱時，會導致其內部氣壓增加，從而推動壓力隔膜，使得線路接點閉合通電，同時啟動警報電路。針對發動機的核心區域，即高壓渦輪外緣、燃油供應管路的後側，通常會設置 360 度環繞、獨立雙迴路的火災偵測系統以達到即時預警功能。

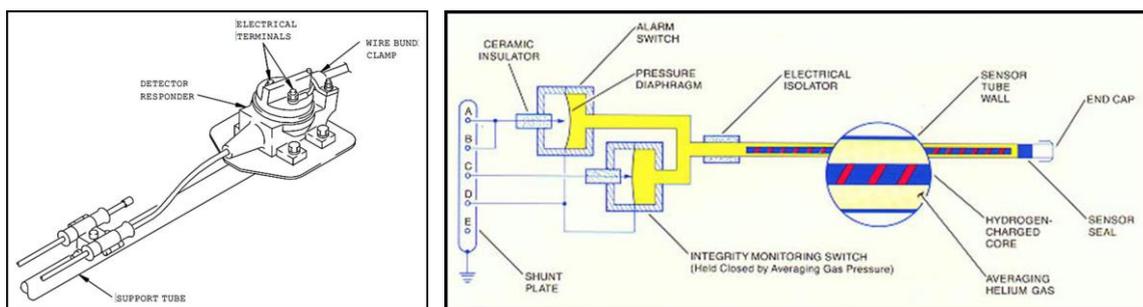


圖 3.4-3 火災偵測系統

至於滅火，對於每個指定的火區，都必須提供兩套滅火劑噴灑裝置（滅火瓶），且每套裝置都能產生足以撲滅火災的藥劑劑量、噴灑速率、涵蓋面積、以及濃度等。常見的滅火系統架構及實體外觀如圖 3.4-4。

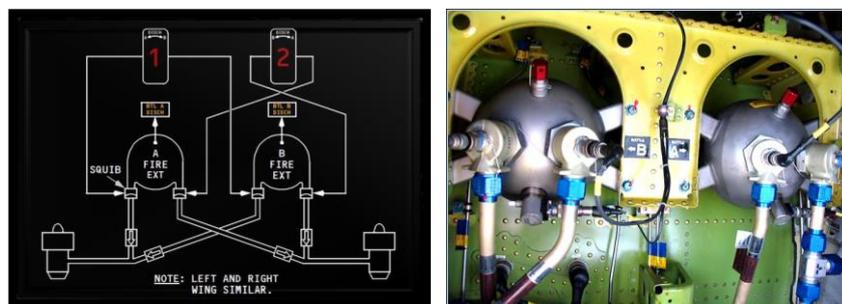


圖 3.4-4 滅火系統

針對發動機火災，事故調查應觀察並紀錄的性狀包括材料破壞、煙灰樣態、可能火源等如表 3.4-3，其中，溫度高低與材料損傷間之對應關係如圖 3.4-5、3.4-6 所示。

表 3.4-3 發動機火災調查紀錄事項

材料損傷	煙灰樣態	可能火源
<ul style="list-style-type: none"> 金屬、塑膠、橡膠的軟化或熔化 金屬和非金屬表面變色、燒焦或腐蝕（與在該溫度下的時間有關） 可燃性固體的炭化 偵火管線墊圈的受熱狀況 	<ul style="list-style-type: none"> 性狀(Formation / Pattern) 煙燻路徑(Trails)，這是非常重要的火災研判與分析依據 	<ul style="list-style-type: none"> 熾熱表面、機械或電路 推定的火災發生時間以及事件內容，須與已知的火損事證和事件順序一致

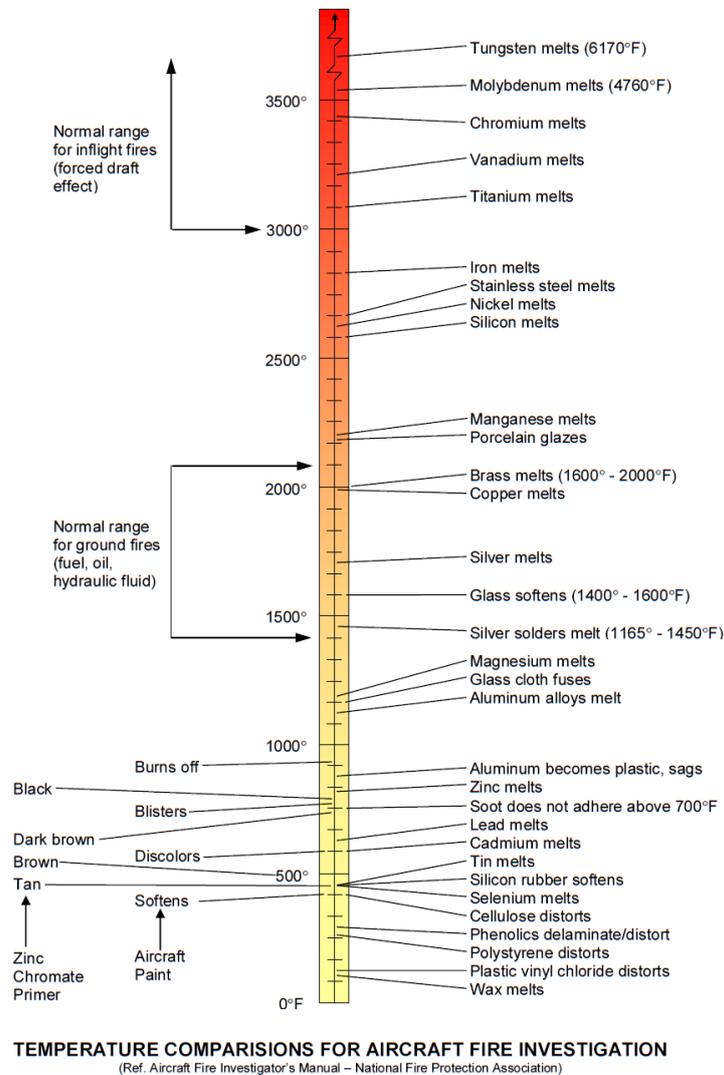


圖 3.4-5 溫度高底與損傷性狀

FLAME TEMPERATURES VS. FIRE DAMAGE

Flame Temperature	Fire Damage
> 3000°F (Torching Flame)	Melt/Burn: titanium, steel, nickel-based alloys, magnesium, aluminum, plastics, rubbers, composites, paints
2700°F - 3000°F (Torching Flame)	Melt/Burn: steel, nickel-based alloys, magnesium, aluminum, plastics, rubbers, composites, paints
2450°F - 2700°F (Torching Flame)	Melt/Burn: nickel-based alloys, magnesium, aluminum, plastics, rubbers, composites, paints
1100°F - 2450°F	Melt/Burn: magnesium, aluminum, plastics, rubbers, composites, paints
700°F - 1100°F	Melt/Burn: plastics, rubbers, composites, paints
< 700°F	Low intensity fire/Thermal decomposition/Distress: plastics, rubbers, composites, paints

FLAME TEMPERATURES VS. METAL DISCOLORATION

- Titanium (Ti): Discolors at 700°F; tan (gray or beige) to light blue at 900°F, to dark blue, and to tan with increasing temperature; yellow shade and oxide scale at ~ 1200-1500°F
- Aluminum (Al): Becomes plastic and sags at about 800°F and melts completely at about 1,200°F
 - Aluminum alloys when heated to the melting range, they wrinkle and pull apart, leaving bright cracks and fissures

圖 3.4-6 常見損傷性狀與溫度之對應

煙灰，是不完全燃燒的產物（燃料過多），它會隨著氣流漂移直至撞擊到物體、藉由未燃燒的燃油和靜電吸附在其表面上，從而形成煙灰圖案。透過對煙灰形成的觀察，有助於確定火災發生的進程。一般而言，煙灰不會附著在溫度超過 750°F 的表面上，故火勢最嚴重的區域幾乎看不到煙灰附著，故得藉此判斷可能的火源位置。此外，來自燃燒源的煙灰將隨著通風氣流漸趨擴散，沉積物將呈現漸次減少、濃度隨距離而降低的形態，典型的樣態以及實例照片如圖 3.4-7、3.4-8。

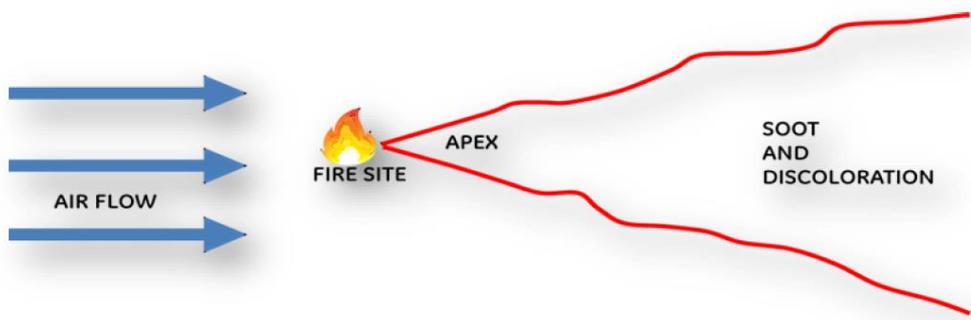


圖 3.4-7 典型的煙灰沉積樣態

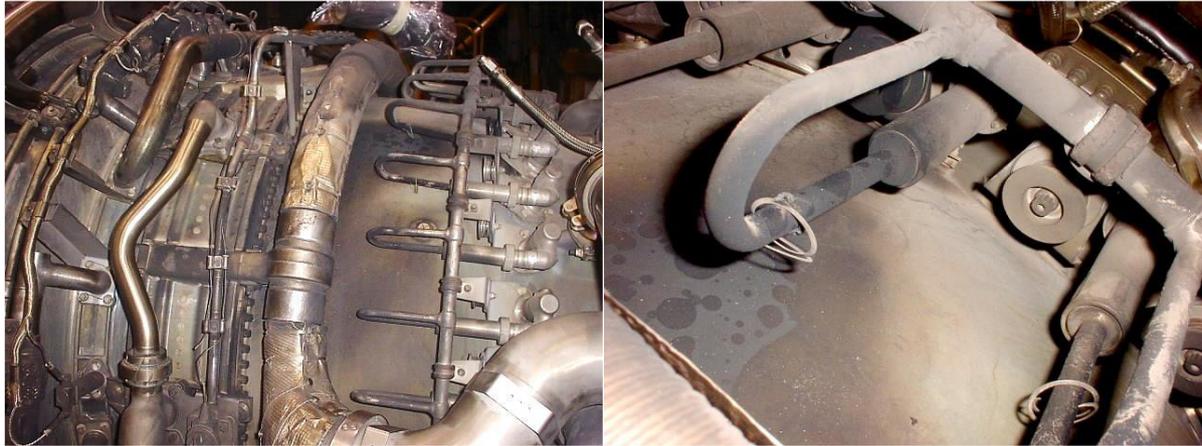


圖 3.4-8 煙灰沉積實例

綜合以上，關於發動機火災調查，實務上可以從下列幾個方面進行觀察蒐集以掌握基本的事證：

- 發動機 Cowling 鎖門處（有助於了解火災發生順序）
- 煙灰樣態、圖案（缺乏煙灰處可能為火源）
- 金屬變色
- 熔化和燒焦的材料（夾子、軟管、偵火管線）
- 可燃材料來源：易燃液體、金屬火花、電氣元件、塑膠或複合材料、外來異物（碎布、罐頭…）
- 辨識火源（熱表面、電弧、摩擦、吸入燃料、燃燒室熔穿、滑油著火、非包容事件、外部原因…）
- 根據所有可用資料重建火災事件時序
- 海拔高度、推力設定、火災警告、燃油關斷、滅火把手、滅火瓶、影像…等。
- 確認易燃液體的來源（燃油泵、燃油增壓系統等）

而針對發動機火災的案例，講座引用我國籍航空的二個實例帶領學員進行研析，一是 2002 年 10 月發生在桃園國際機場、一架 747-400 型貨機於起飛中遭遇 4 號發動機火警的意外事件，另一則是 2007 年 8 月發生在日本沖繩那霸、一架 737-800 型客機於停機坪上發生油箱燃油洩漏起火爆炸的事故。前者的肇因透過航機飛航路徑的分析，得知發動機在多個往返中東地區架次的運作過程中吸入過多的砂塵、阻塞 HPT 冷卻通道造成 HPT 第 1 級葉片局部過熱損壞斷裂與不平衡，繼而產生巨烈的

高頻振動導致高壓燃油歧管的接頭疲乏鬆脫、燃油洩漏而形成火災。而後者的肇因則是該機右翼第 5 號翼前縫翼(Slat)內側、鄰接 2 號油箱之軌道室遭掉落於軌道室內的下止擋組件(Down-stop Assembly)刺穿，燃油經由穿孔流到機翼表面。當飛機停止於停止線後，洩漏之燃油與右發動機高溫區域接觸引發火勢並造成飛機燒燬。

透過上述二個案例探討，針對火災調查在實務作法上約可綜整出以下要點：

1. 儘早邀請冶金專家參與調查

熱腐蝕侵襲所需的元素主要是鈉、鈣、矽和硫，這可在葉柄碎片中檢測到。HPT 區域的溫度約為華氏 1,200 度，這是已知第 II 型熱腐蝕機制的發生範圍（華氏 1,100 – 1,350 度）。

2. 現代渦輪扇發動機皆經過嚴格的「系統」設計

可藉由這些引擎「系統」的檢查、分析來協助調查，例如：冷卻氣流。

3. 針對可能屬於操作、使用引致之事件，請檢查／評估發動機完整的工作歷程

由案例 EGT 趨勢數據，可知在 1999 年末經歷了嚴重的 EGT Margin 損失，而砂塵吸入可能在數月或更長時間內不會發展成事件。

4. 鈦(Ti)金屬之受熱性狀：

在 700°F 時變色(灰色或米色)、900°F 時呈淺藍色，隨著溫度升高呈現深藍色。達 1200-1500°F 時出現黃色色調和鱗狀氧化。

5. 蒐集乘客/目擊者拍攝之影像或影片

6. 視訊監控機畫面紀錄：機場停機坪、跑道與滑行道、停車場

7. 熱成像/紅外線攝影機影像紀錄：發動機與機身的熱特徵

二、異物吸入

異物吸入事件的類型，可概分為內部異物損壞(Domestic Object Damage, DOD)和外來異物損壞(Foreign Object Damage, FOD)兩大類。造成 FOD 原因不外乎有：

- 鳥，特別是個體重量大、群體數量多大型的鳥類，如鵝群
- 輪胎、航機零組件、維修工具
- 火山灰、冰雹/冰、沙、水
- 動物/人類

而在損壞的型態上，依據風扇或渦輪葉片受損程度又可以分為造成扇葉變形的柔性損傷 (Soft Body Damage)、以及造成扇葉破損的剛性損傷(Hard Body Damage)，其特徵與成因如表 3.4-4，實例照片如圖。

表 3.4-3 發動機風扇/葉片損傷型態

柔性損傷	剛性損傷
<ul style="list-style-type: none"> • 特徵：葉片變形的曲率半徑大 • 成因：可能是由於鳥類、冰塊、輪胎橡膠和塑膠等較為柔韌物體被吸入撞擊造成 	<ul style="list-style-type: none"> • 特徵：鋸齒狀外觀、翼型前緣和後緣的深層切口或撕裂 • 成因：可能是受到金屬零件、混凝土、瀝青或石塊的撞擊造成



圖 3.4-9 發動機風扇/葉片損傷實例（左：柔性，右：剛性）

以最常見的鳥擊事件而言，通常可以在發動機的 7 個位置找到跡證：進氣口結構單元、進氣溫度探頭、進氣壓力探頭、風扇葉片、壓縮器入口風扇(LPC)、反推力器折流板支柱、氣/油熱交換器。這些位置多半會留下鳥類的羽毛、遺骸或血跡，利用紫外線燈可探查其通過的路徑，採集血液或羽毛則可進一步透過 DNA、或是鳥類學羽翼比對的方式判斷被吸入鳥類所屬的物種。課程中額外介紹了美國史密森尼國家自然歷史博物館的羽毛鑑定實驗室(Feather Identification Lab, The Smithsonian National Museum of Natural History)，多年來為美國的航空鳥擊事故提供了非常詳細的比對服務與統計資料，可作為未來目對鳥擊事故時，相關跡證鑑定、比對的參考資源。

而在異物吸入案例研析方面，講座則是分別透過知名的「薩利機長」、也就是 2009 年全美航空 A320 型客機 1549 號航班事故，以及 2001 年美國聯邦快遞 DC10-10 型貨機 2 號發動機起火事故，帶領學員進行異物吸入發動機的研討。兩起案例都是航機在起飛爬升階段發生異物吸入發動機事故，前者是遭遇加拿大黑雁鳥擊，導致該機兩個發動機

同時熄火，飛機最終迫降於紐約哈德遜河河面；後者則是吸入堆積在發動機進氣罩鐘形口前方平台的積冰，造成風扇葉片破損斷裂、碎片劃破燃油與滑油管路，並於返航落地、反推力器致動時引發 HPT 失速，所產生的火焰點燃了被燃油和液壓油浸潤的左風扇罩導致進一步形成火災。

三、非包容性損壞

非包容性損壞可分為兩種類型，一是損壞僅及於發動機外殼，發動機吊艙(Nacelle)完好；另一則是損壞同時及於發動機外殼與隔艙，無論對機身有無影響。關於非包容性損壞的調查與記錄，可以透過以下 3 個問題來入手：

1. 非包容損壞是從哪個引擎模組發生的？ (Fan / HPC / HPT / LPT)
2. 組件名稱？ (Disk / Spool / Shaft / Seal)
3. 組件級數？
4. 尋回組件的形狀/尺寸，包括週長、重量、葉片或插槽的數量。

至於記錄的方法，則建議採用照片標註貫穿損傷、二次損傷等等說明。而針對損傷的描述應包括：組件所屬位置與名稱、損傷型態（刺穿或越過）、方向定義（ALF、時鐘整點方向）。此記錄方法的範例如圖 3.4-10。

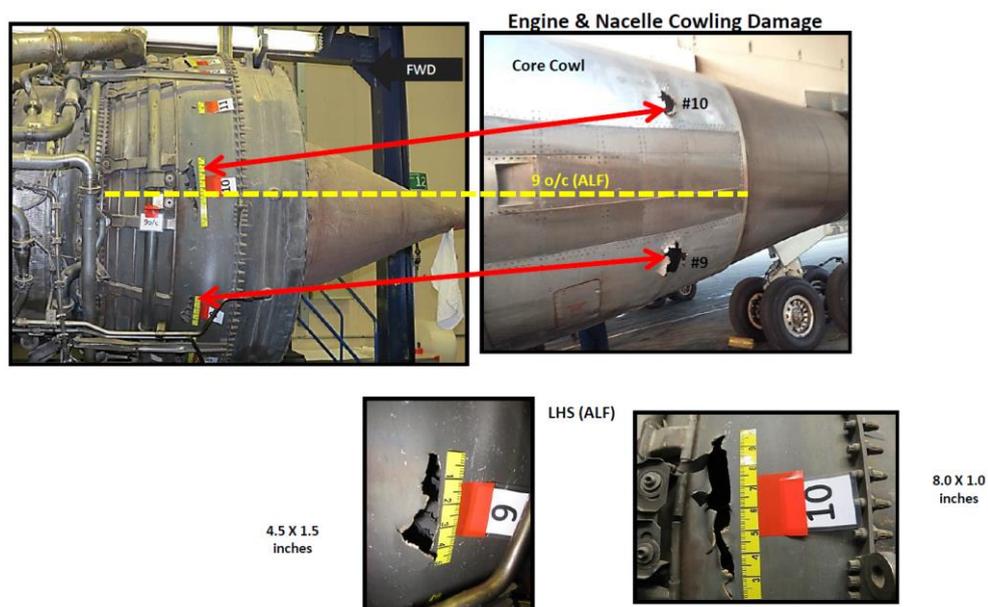


圖 3.4-10 非包容性損壞照片紀錄

此外，也可以利用現場引線方式來進行破損零件造成機體其他部位破壞的路徑/碎片分析(Trajectory / Debris Analysis)，如圖 3.4-11，以瞭解非包容損壞可能的發生歷程，作為肇因探究的參考。



圖 3.4-11 破損零件/碎片散射路徑重建

針對非包容性損壞的案例，講座引述 1989 年美國聯合航空 DC10-10 型客機 232 號航班事故進行探討。該機的 2 號引擎因材料瑕疵，第 1 級風扇輪盤產生低週疲勞(Low Cycle Fatigue, LCF)現象並於運轉中發生斷裂，且斷裂後射出的碎片損壞了機上三套獨立的液壓系統，導致各操縱面的控制功能失效，最終迫降愛荷華州蘇城(Sioux City, Iowa)。

四、 推進系統零件脫落

發動機吊艙及其內含的所有組件、零件，都是屬於推進系統的一部份，如圖 3.4-12。當發現有零件脫落時，就需要辨識它是屬於那個位置、模組的組件，同時將該零件、脫落狀態、以及還與機身相連且和該零件直接相關的部件狀態都記錄下來，包括尺寸、重量。若是遇有整流罩(Cowling)分離的狀況，則應蒐集與鎖扣硬體相關的所有事證，以作為判斷事故前該鎖扣是否完好的依據，包括：

- 鎖門(Latches)：鑿痕、碎片、磨損、變形，以及可作為有無上鎖的辨識依據
- 鉸鏈(Hinges)：磨損、變形或裂紋
- 扣件(Fasteners)和孔(Holes)：變形或裂紋

同時，在發動機與附屬組件、機體結構、機翼、機身、以及控制面上的刻痕、凹痕和刺穿，極有可能是由於零件脫落所造成的 2 次損傷，也必須詳實地加以記錄。另一方面，由於推進系統組件多就近熱源，因此也必須針對整流罩可能因受熱而導致的損傷進行檢查，包括煙灰痕跡、變色、與熱損壞等，如表 3.4-4。

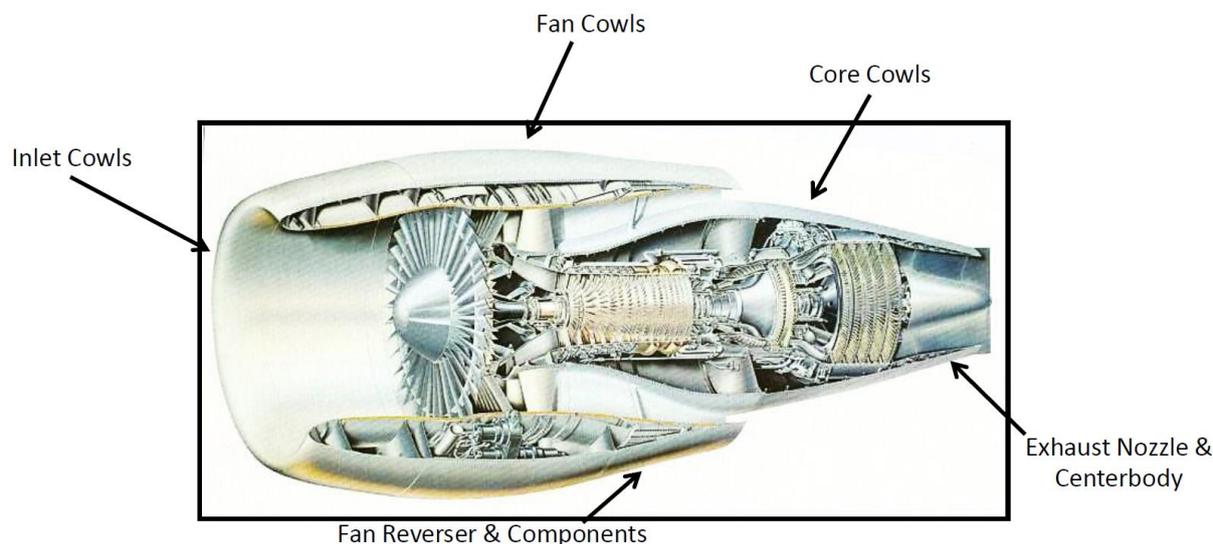


圖 3.4-12 發動機隔艙內之各部組件

表 3.4-4 整流罩受熱損傷檢查事項

煙灰痕跡	變色	熱損壞
<ul style="list-style-type: none"> • 有無過熱事件？ • 發動機機艙火災？ （超壓點火現象） • 高壓氣體有無洩漏情形？ 	<ul style="list-style-type: none"> • 整流罩內層可能有紅色 MA-25（RTV 熱塗層） • 在過熱事件中，它會變成白色/灰色的塗層灰燼 	<ul style="list-style-type: none"> • 支架、夾具、纜線絕緣層和彈性液體管路等附屬配件的熔化/變色

有關推進系統零件脫落的案例，講座引述 2001 年美國航空 A300B4-605R 型客機 587 號班的事務進行探討。該機於起飛時進入了前一架航機的機尾亂流中，飛航組員在試圖穩定飛機的過程中過度用力反覆操作方向舵，導致該機的垂直安定面與機體分離，使得航機下墜並進入水平旋轉狀態，此一非典型的空氣動力負荷在發動機掛架處形成額外的剪應力，導致兩具發動機於航機墜地前與機體分離，掉落在機身墜地點之前。

3.5 冶金學概論

由於發動機的運作環境十分極端，外部為極低壓、極低溫，而內部卻為極高壓、極高溫，因此在選擇用於製造發動機各式組件、零件的金屬材料時，就必須格外留意其性質。一般而言，材料選擇的考慮因子包括 7 項：環境溫度範圍、靜態強度需求、反覆作用強度需求、基本物理特性、成本與製造可行性、可整復性、既有使用經驗等，如圖 3.5-1。其中，在成本與製造可能性部份，講座補充如屬新開發、新研製之合金材料，通常要經過 5 年的測試與驗證，才會正式應用到生產線上。

Common Factors in Materials Selection

1. Temperature use range	Strength, environmental resistance
2. Static strength requirements	Short term (tensile), long term (rupture)
3. Cyclic strength requirements	Crack initiation (N_i), crack propagation (N_p), crack growth rate (da/dN)
4. Physical properties	Density, stiffness, heat conductivity
5. Cost & Producibility	Alloying element cost, processing, processing windows, inspection & quality req'ts, volume, machining, heat treatments, machining, surface finishing, etc
Lots of DOE Studies	
6. Reparability	New parts, field returned parts (parts can be very expensive!!)
7. Existing Experience	Metals are highly empirical; <u>experience counts a lot!</u>

圖 3.5-1 材料選擇考慮因子

由於單一金屬的物理特性難以克服發動機苛刻複雜的運作環境，因此在發動機上多以合金為選用對象，包含鈦合金、鐵合金、鋁與鈷合金、以及鎳合金等，多具有高度的抗氧化、抗腐蝕、抗溶出之特性，為發動機運用的最大宗。上述 4 類合金於發動機中的應用位置如圖 3.5-2 所示。工程合金材料是藉由不同金屬的原子、分子結合在一起所形成的晶體(Crystals)組成。在晶體中，原子、離子或分子以固定的配置形成有序陣列，並在 3 度空間中重複出現、彼此堆疊。金屬晶體在構造上最常見的配置為：面心立方(Face Centered Cubic, FCC)、體心立方(Body Centered Cubic, BCC)以及六方最密堆積(Hexagonal Close-Packed)等 3 種。

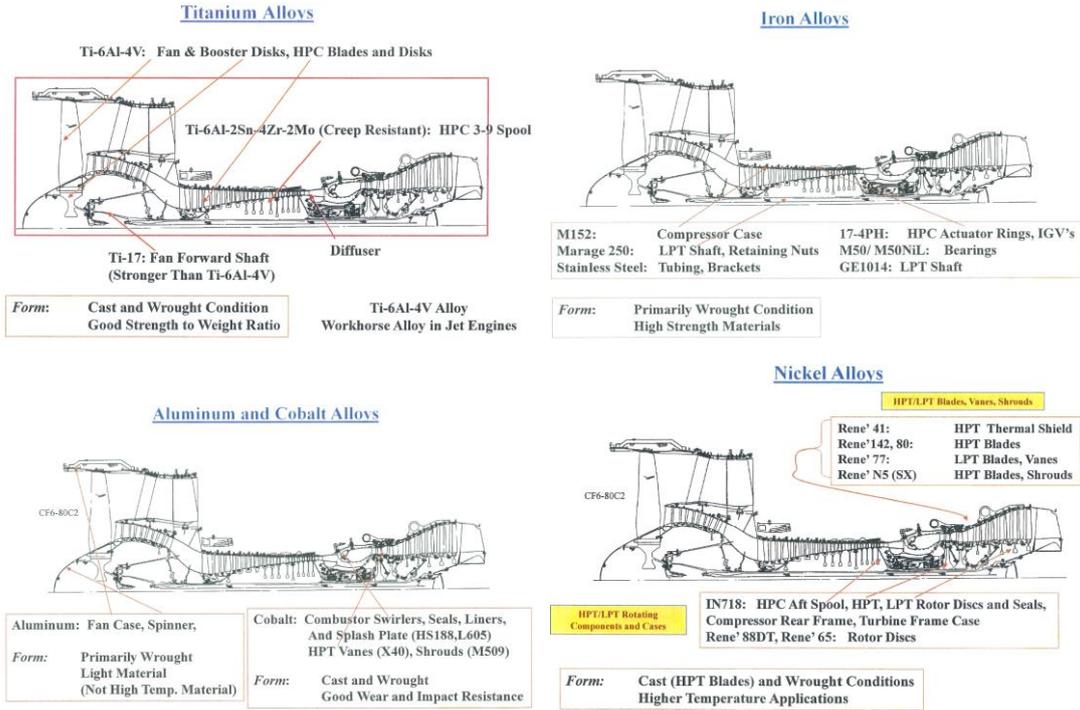


圖 3.5-2 各類合金於發動機中之應用位置

為使金屬轉化成為符合使用需求的狀態，必須經過固化(Solidification)和轉化(Conversion)兩道主要的程序。在固化部份，是指將金屬材料熔化、注入模具中冷卻凝固形成鑄件或鑄錠過程中，金屬溫度從液態冷卻到固態的狀態變化；轉化部份，則是藉由熱處理(Heat Treatment)和熱機械加工(Thermal-Mechanical Processing)，使金屬微觀結構強化以符需求的過程。金屬固化過程中，凝結會沿著冷卻方向由外（通常是模具壁）向內推展，所形成的特殊凝結形狀被稱為“枝晶”(Dendrites)，它具有樹狀的分支圖案，在緩慢冷卻的鑄造金屬中十分明顯。當枝晶彼此相遇並停止生長時就會形成晶界，進而使得金屬材料在微觀結構上呈現非均質(Non-homogenous)的情況而弱化金屬強度，因此必須藉由額外的熱處理和熱機械加工來改變金屬的微觀結構，使其強度滿足應用需求，這就是從鑄造(Casting)到鍛造(Wrought)的過程，簡言之就是“Heat It and Beat It”。而在發動機金屬材料的轉化處理上，常用的方法則有析出強化(Precipitation Strengthening)、固溶強化(Solid Solution Strengthening)、碳化物強化(Carbide Strengthening)等三種。析出強化是藉由熱處理從過飽和熔體中析出新相（新的組成/相位）而帶來的強化；固溶強化是藉由引入可減少元素間隙、或局部取代原元素而使整體呈現均質晶相而形成的強化；碳化物強化則是由過飽和熔體或凝固過程中主要二次碳化物的析出所引致的強化。

3.6 材料失效調查流程

金屬材料失效調查的目標，在於確定主要或最可能的肇因，與任何可能促使該肇因發生的因素，期能及時採取改正措施，避免類似事件的再發生，並作為未來預防與預測作為的參考。典型的發動機故障因素，約有以下 8 種：

- 設計不周
- 加工和組裝不當
- 材料選擇不當
- 不當處置、修理及安裝
- 材料與加工缺失
- 非預期的運作條件
- 製造不良
- 上述項目之間的相互作用

為了明確掌握發動機故障的真正原因，就必須針對材料的失效進行深入調查。完整的材料失效調查程序包含十大項目：(1)接收通報、(2)取得證物並蒐集背景資料、(3)目視與顯微鏡檢查、(4)尺寸分析、(5)非破壞檢測、(6)斷裂面檢查、(7)金相檢驗、(8)化學成分與硬度、(9)特殊測試、(10)調查結果彙整，各項重點內容摘要如下：

一、接收通報（來源包括事故、意外事件或零組件故障）

- 請留意擁有調查管轄權的單位 (ex. NTSB, FAA, other agencies, etc.)
- 確認是否需要辦理事故現場的初始冶金檢查或相關協助
- 準備好在維修工廠、試車間、甚至不熟悉的實驗室進行發動機或故障零件檢查
- 準備一個裝有執行初始冶金分析所需各項必備物品的行動包(GO-KIT)
- 通常該部件會被送往冶金實驗室

二、取得證物並蒐集背景資料

- 獲取相關作業文件
- 蒐集與事件相關的內部及外部訊息
- 蒐集與事件相關的使用背景數據
- 蒐集與零組件相關的背景數據
- 蒐集與發動機相關的使用背景數據
- 典型發動機運作參數
- 實際發動機使用狀態
- 在失效分析資料庫中搜尋過去類似的故障

三、目視與顯微鏡檢查

目視檢查是所有材料失效調查程序中最重要、可蒐集到最多資訊的步驟！因此，在進行過程中必須以照片記錄所有相關特徵。需注意的事項有：

- 留意收到零組件當下的整體概況
- 零組件標記和尺寸
- 記錄任何異常情況
- 檢查可觀察到的斷裂表面
- 蒐集碎片樣本作進一步的化學檢查
- 如有必要，使用相鄰、無故障的零組件來對照檢查相關的標記、符號等
- 如有必要，索取新的零組件來進行直接比較

其中，在進行零組件標記和尺寸檢查時，請記得：

1. 取得該零組件設計圖
2. 檢查零件並記下所有相關標記，包括：零件號、序號、批號、檢查標記/維修標記等

同時，尺寸檢查必須在所有破壞性的切削動作之前進行，以取得相關尺寸包括：厚度、長度、寬度、裂痕尺寸等。而在顯微鏡檢查部份，則應針對損壞區域選用適當的放大倍率以辨識斷口、破壞面的紋理，如：V 形紋(Chevron Markings)、海灘紋(Beach Markings)、剪力唇(Shear Lip)、延性韌窩(Ductile Dimple)等等，以作為起始失效位置判斷、破壞形態解析的依據。講座並分享一個拍攝紋理的重要技巧，就是「傾斜照明」(Oblique Lighting)的應用。在直接、正向的照明中，往往不容易看出裂縫的延展路徑，而傾斜照明則較能突顯出裂紋擴展方向和可能的斷裂起源。是以，建議同時使用兩種照明技術檢查斷裂表面以突顯各種類型的表面特徵，如圖 3.6-1。

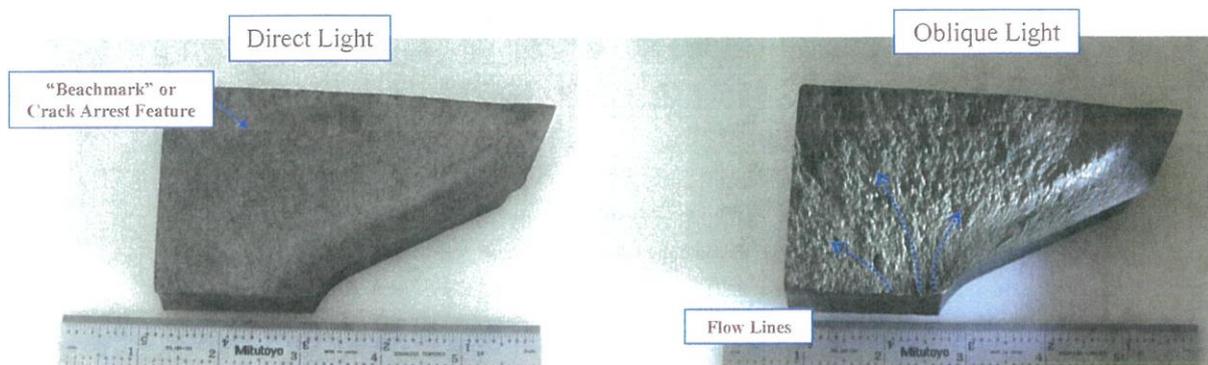


圖 3.6-1 直接照明（左）與傾斜照明（右）之應用

四、尺寸分析

- 為求準確，在進行任何切割之前均應先測量部件的尺寸
- 需確認尺寸差異係為故障的結果、抑或導致故障的原因

五、非破壞檢測

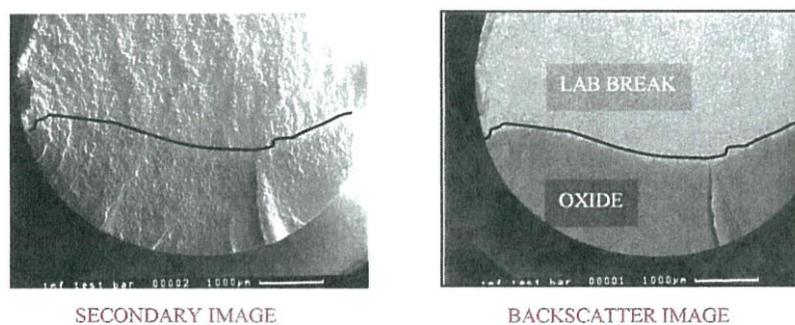
- 目的：尋找任何額外的裂縫或異常現象
- 方法：螢光滲透、磁粉探傷、渦電流、超音波、X 光等。
- 如有需要，可以尋求其他專業的非破壞檢測技術支援，並索取類似零件作對照

六、斷裂面檢查

在斷裂面檢查中，最常使用的設備即為電子顯微鏡(Scanning Electron Microscope, SEM)，應用的範圍包括斷面狀態分析，以及材料、碎片、外形的辨識，一般的作業流程如下：

- 擇定需要進行檢查的斷裂面
- 如有必要，擇定適當的切削技術以取出斷裂面或縮小待檢樣品尺寸
- 仔細清潔斷裂表面
- 以 SEM 進行檢查（確認破壞的起始點、類型、破裂傳播模式、有無異常等）
- 確定是否還需要其他斷裂面檢查方法的輔助

在斷面狀態分析上，較常使 “Secondary Mode”與 “Backscatter Mode”，前者可取得較清晰明顯的斷面影像，後者可呈現出斷面上不同的成份，如圖 3.6-2 所示。此外，在高放大倍率下也可以看出延性與脆性破壞、穿晶與沿晶破裂之間的差異，分別如圖 3.6-3 及 3.6-4 所示。



Thermal Fatigue Fracture Test Bar

圖 3.6-2 SEM 不同取像模式的應用

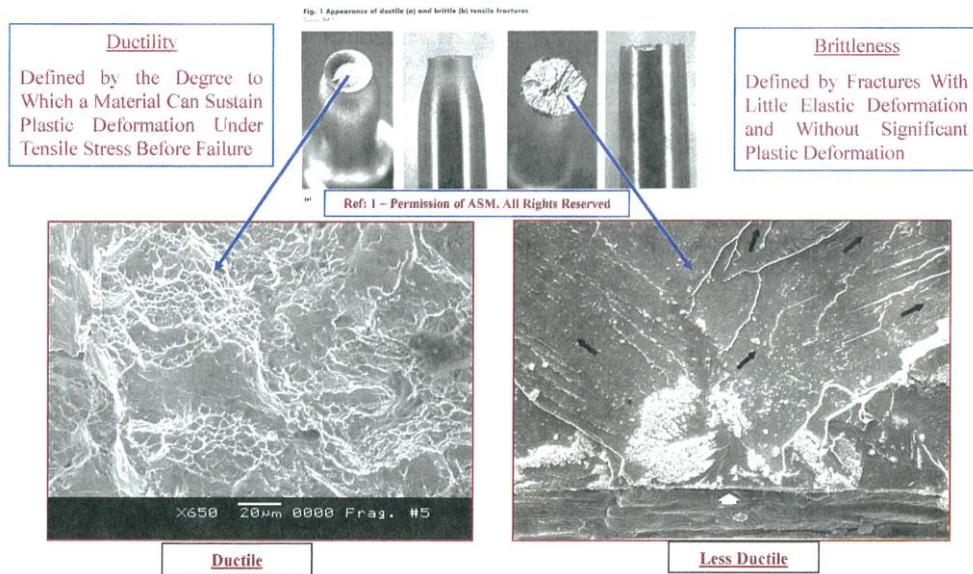


圖 3.6-3 延性與脆性破壞之 SEM 檢查差異

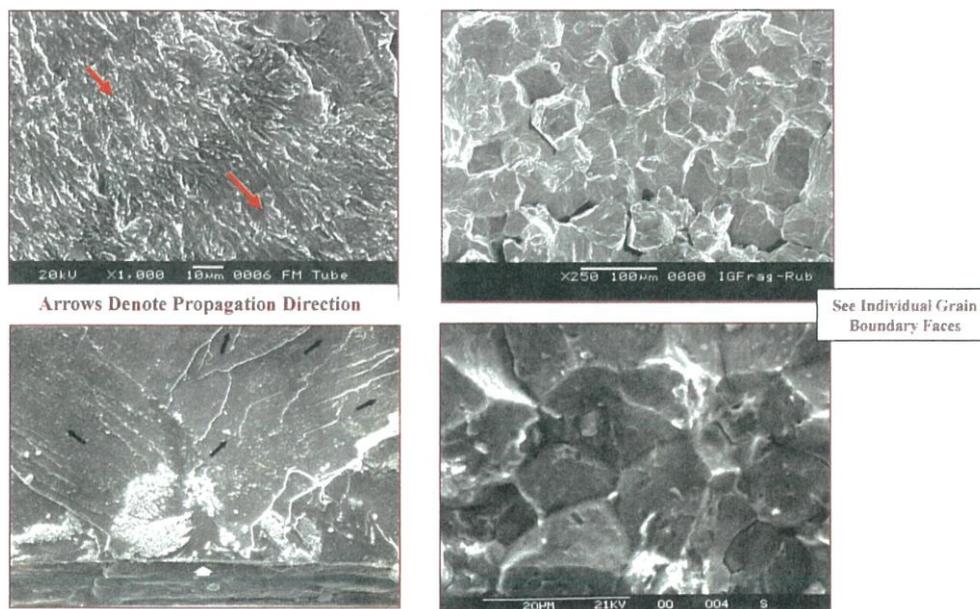


圖 3.6-4 穿晶與沿晶破壞 SEM 檢查差異

七、金相檢驗

金相檢驗的目的，是藉由斷裂面微觀結構的檢查尋找可能異常情況，如：夾雜物、凹坑、表面損傷、腐蝕等，程序如下：

- 準備要檢驗的金相切片
- 詳實記錄破壞起始位置的結構（非蝕刻、蝕刻，針對異常進行成分分析）
- 在蝕刻條件下，比較並記錄遠離起始區域與起始位置在一般結構上的差異
- 記錄所有相關特徵，並擇定要在 SEM 中進行結構和化學檢查的區域

- 檢查一般微觀結構（蝕刻）

講座特別強調，在準備金相切片樣品時，千萬不可以通過破壞起始位置的方式進行剖面切割，而是要用蝕刻或拋光的技巧漸次靠近起始點，並詳細記錄漸近的過程。

金相檢驗的流程、以及破壞起始位置檢查實例如圖 3.6-5、3.6-6。

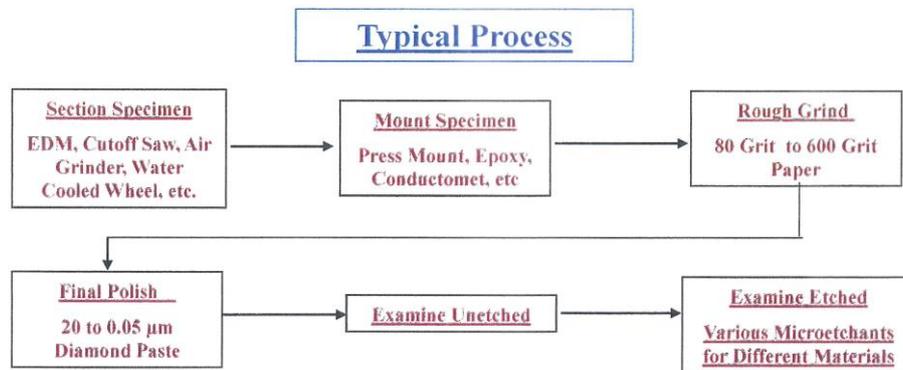


圖 3.6-5 金相檢驗流程

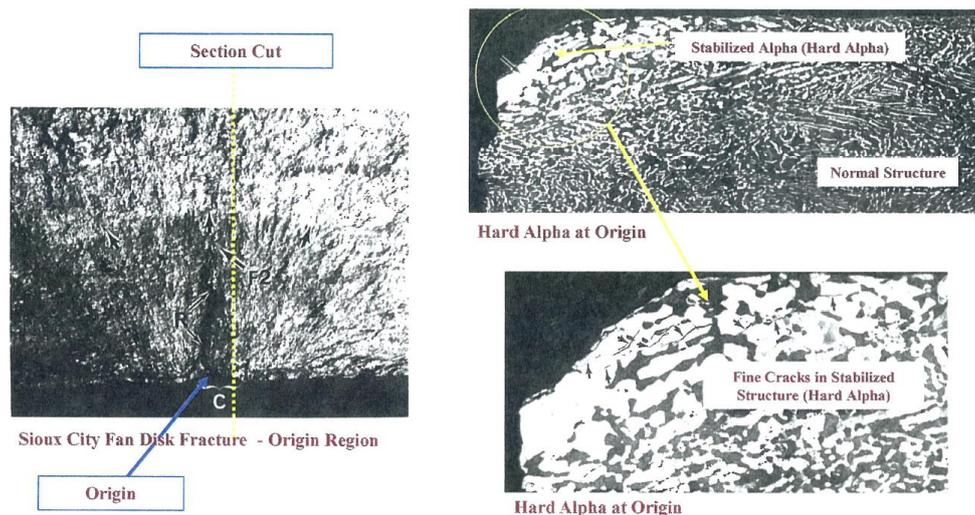


圖 3.6-6 破壞起始位置檢查實例

八、化學成分與硬度

在材料失效調查分析中，金屬的化學成分與硬度是十分重要的參考資訊，蒐集的資料項目與來源方法如表 3.6-1。其中，金屬硬度資訊的部份，主要是藉以瞭解是否有經歷溫度過高、或不當熱處理的可能性。而各項檢測方法中，又以能量色散光譜 (Energy Dispersive Spectroscopy, EDS) 是最主要的分析工具。

表 3.6-1 金屬化學成分與硬度資料蒐集方法

資料項目	來源／檢測方法
金屬基本化學成分	<ul style="list-style-type: none"> • 半定量：SEM/EDS（電子顯微鏡／能量色散光譜） • 準定量：使用微型探針的 WDS（波長色散光譜儀） • 定量：濕式 ICP-AES（感應耦合電漿原子放射光譜儀）
相關特徵反映之金屬性質	<ul style="list-style-type: none"> • 破壞起始處之金相剖面 • 斷裂形態 • 衝擊、刮塗痕跡等
硬度	<ul style="list-style-type: none"> • 整體硬度(Bulk Hardness)，如：Rockwell C.B.A.或其他方法 • 微觀硬度(Micro Hardness)
其他額外分析	<ul style="list-style-type: none"> • 氣相分析、X 光繞射

當樣品置於 SEM 時，可獲取的金屬的化學成份光譜包括：

- EDS，用以確認母材與塗層 → 可與設計圖比對
- 夾雜物、碎片和外來沉積物 → 協助分析來源的區域和搽塗物質
- 氧化和腐蝕區域 → 確認損壞類型

所謂 EDS，就是藉由 SEM 中特徵 X 射線(Characteristic X-Rays)的能量分析，來確定受檢樣品的定性成分。典型的 EDS 分析如圖 3.6-7。

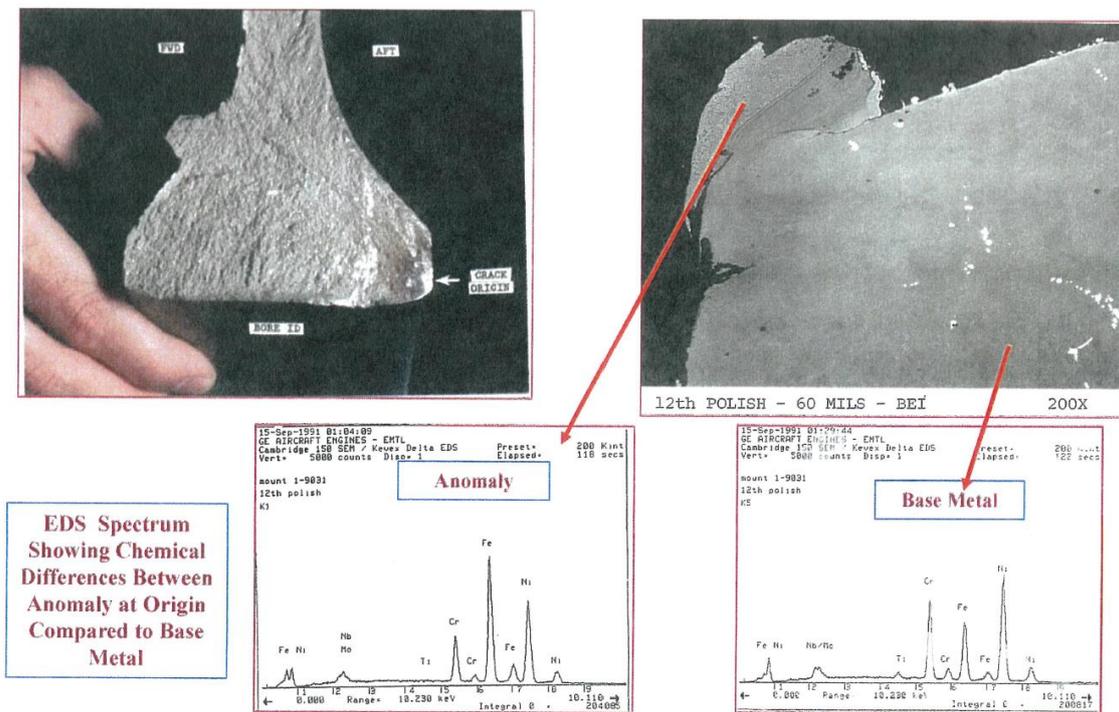


圖 3.6-7 EDS 分析實例

除了 SEM 之外，還有一些失效分析工程師可以使用的其他化學分析工具，包括：

- 電子微探儀(WDS)：可定量測量組成元素與分布，特別適用於緊密裂縫、表面沉積物和衝擊區域的探查
- 全組成分析：提供高準確度的定量分析結果
- 火花分析：提供雜質元素資訊（ppm 等級）
- 氣體分析：氫氣、硫磺、氧氣等（ppm 等級）
- X 光繞射：殘餘應力分佈、晶體結構測定

一併提供予學員們作為未來失效分析時應用的參考。

而在硬度分析部份，目的主要是探查金屬材料抵抗表面壓痕或磨損的能力，並用以對照原始的材料規範，瞭解材質是否有變異情形。硬度量測的方法及用途如表 3.6-2 所列。

表 3.6-2 金屬硬度量測方法

類別	量測方法與用途
整體硬度 (Macro-Hardness)	<ul style="list-style-type: none">• 量測方法：Brinell, Rockwell A/B/C 等• 用途：受較大荷載之大尺寸受檢樣品、成品零件及表殼硬度
微觀硬度 (Micro-Hardness)	<ul style="list-style-type: none">• 量測方法：Knoop, Vickers 等• 用途：金相樣本之表面硬度• 荷載範圍：10-1000 gms

九、特殊測試

除了上列測試之外，為了探究零組件力學性質是否符合規範要求所執行的其他測試，例如：鑽孔測試、熱處理研究、殘餘應力分析、腐蝕研究、鹽霧測試等等。

十、失效調查成果彙整

開始彙整前，要確定需產出的報告類型，並確實取得全部的失效分析測試成果。最重要的，彙整內容必須完全與所得到的測試結果相符，“BE FACTUAL”！同時也必須正確、妥善的處理測試樣品與過程中之逸散物，避免造成環境污染與人員傷害。

本節的最後，講座提醒學員 2 個重點，1 是失效分析該作與不該作的事，2 則是冶金調查在現場階段的應注意事項，分別如表 3.6-3、3.6-4 所列。

表 3.6-3 失效分析的應(Do's)與不(Don'ts)

Do's	<ul style="list-style-type: none"> • 透過失效分析資料庫澈底搜尋過去的類似故障 • 確實執行目視和顯微鏡檢查 • 作好完整、詳細、並註明日期的紀錄 • 特別留意表面污染物和幾何改變的狀態 • 詳閱所有相關圖面和規格文件 • 查看比對類似的（如噴嘴、葉片）和相鄰的零組件 • 遇有疑問，就先拍照存證！
Don'ts	<ul style="list-style-type: none"> • 請勿將破損零件重新貼合在一起（會造成塗布污染！） • 在完整取得尺寸測量結果之前，請勿將零件剖開、切削 • 不要有「理所當然」的心態，所有的失效，彼此間都存在某種程度的差異，即便外觀看起來很相似

表 3.6-4 冶金調查現場階段注意事項

項次	內容
1	確認並聯繫事故現場與殘骸的監管單位，取得合法勘察、檢測的授權。
2	避免徒手處理零組件，因為手上的水分可能會導致某些材料腐蝕（特別是鐵系材料），並可能會改變/移失重要的沉積物並造成表面污染
3	留意延展性很小、或沒有延展性的斷裂
4	留意變色或氧化的損壞
5	留意破壞斷面呈現「海灘紋」、或是一再重覆出現的圖樣
6	所有破壞斷面都極其脆弱，很容易損壞，切勿將破損的零組件重新組合在一起，可能會污染並丟失關鍵證據。
7	為保護關鍵證物免受腐蝕/環境的影響，有需要時可塗上一層薄薄的滑油或以VCI防銹紙包覆（含揮發性腐蝕抑制劑），特別是對於鐵基材料
8	要清楚標示證物尋得的地理位置、單獨裝袋、明確標籤、並且消毒！
9	儘可能用照片記錄組件或斷裂表面的現況（使用比例尺！）
10	切勿清理或改變破壞斷面！按照現場尋得、取回的狀態送交零件至試驗室
11	如有疑問，請致電專業的冶金人員，或請他直接到現場協助

3.7 非破壞檢測技術

在材料失效調查分析中常用的非破壞檢測技術，約有下列 5 種：

1. 液體螢光滲透檢測 (Liquid Fluorescent Penetrant Inspection, FPI)

利用螢光液體滲透到裂縫中，藉由紫外光線輔助來檢測表面缺陷、發現裂縫。

2. 磁粉探傷 (Magnetic Particle Inspection, MPI)

用以檢測具鐵磁性材料的表面和輕微次表面缺損，藉由紫外光線輔助來尋找裂縫。

3. 渦電流檢測 (Eddy Current Inspection, ECI)

利用電磁感應原理，於具導電性質材料內部建立渦電流來尋找該材料（主要是表面）的裂縫或缺損。此檢測需要精良的設備和熟練的技術人員。

4. 超音波檢測 (Ultrasonic Inspection, US)

使用高頻的聲波束檢測次表面缺損。此檢測需要精良的設備和熟練的技術人員。

5. 射線照相（例如 X 光）

以輻射穿過零件以發現材料缺陷，例如孔隙和夾雜物，惟前提是該缺陷須達一定尺寸，始可以在膠片上檢測到。

每一種非破壞技術都存在既有的不足和局限性，然而不同技術間有部份是可以相互補足的，因此在實際檢測上可視需要交錯選用，以完整獲取證物資訊。

3.8 外部異物與損傷樣態

對發動機而言，會引致機件損傷的外部異物包括：鳥類、冰雹/冰、輪胎、火山灰、沙、航空器零件、機場操作區內散落物等等，其中又以鳥類和冰雹最為常見。而外部異物造成的損傷樣態，則可以概分為剛性損傷和柔性損傷兩大類，其特徵與可能肇因詳如表 3.8-1 所列，型態如圖 3.8-1 所示。

表 3.8-1 發動機外部異物損傷樣態

剛性損傷	<ul style="list-style-type: none">• 特徵：葉片呈現鋸齒狀外觀，在翼型／翼剖面的前緣和後緣造成深切口或撕裂• 可能肇因：金屬零件、混凝土、瀝青與石塊的吸入碰撞
柔性損傷	<ul style="list-style-type: none">• 特徵：葉片變形扭曲，具大曲率半徑，通常出現在風扇葉片• 可能肇因：鳥類、冰塊、輪胎橡膠和塑膠物體等較柔韌物體 <p>註：冰通常被歸類為柔性物質，但有時會造成剛性損傷，取決於冰體的材料性質和衝擊速度</p>

以最常見的鳥擊(Bird Strike)事件為例，通常會沿著風扇葉片前緣的表面形成軟性損傷，並可以在多個葉片上同時觀察到。有時鳥擊也有可能造成風扇葉片破碎，從而導致額外的剛性損傷，甚至損及整個發動機，特別是遭遇大型鳥群時（數量多、體型大），問題將更為複雜而嚴重。值得注意的是，有時剛性損傷會掩蓋柔性損傷，因此必須確實蒐集破損、散落的零件及碎片，才能還原損傷發生的原始樣貌。

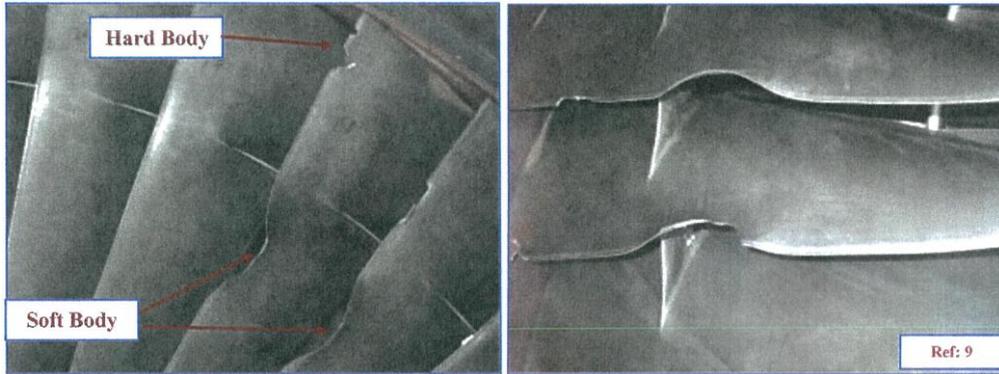


圖 3.8-1 剛性與柔性損傷型態

而在鳥擊事件判斷上，通常可以在發動機的風扇葉片肩凸、感測器、熱交換器、以及反推力器支架上找到鳥類的遺骸，或著藉由紫外光線照射風扇葉片，也可以發現殘留在表面上的蛋白質，如圖 3.8-2。

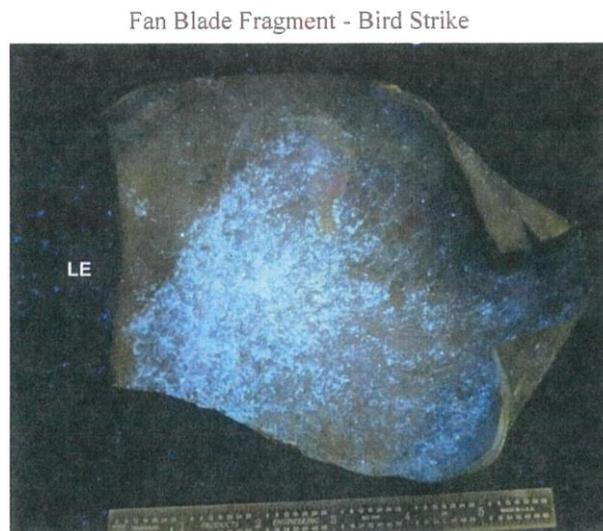


圖 3.8-2 紫外光線檢測風扇葉片例

3.9 材料失效模式解析

發動機材料的失效，其原因大抵可分為應力因素、疲勞因素、環境與製造使用因素等三大類，分述如后：

一、應力因素

應力造成的材料失效，不外乎應力集中(Stress Concentration)與張力超載(Tensile Overload)兩種狀態，前者多出現在零件的銳角或單一槽口處，後者則是張力超過材料的

可承受荷載而產生軸向開裂、剪切、撕裂等破壞。應力集中與張力超載的範例與圖解如圖 3.9-1、3.9-2 所示。

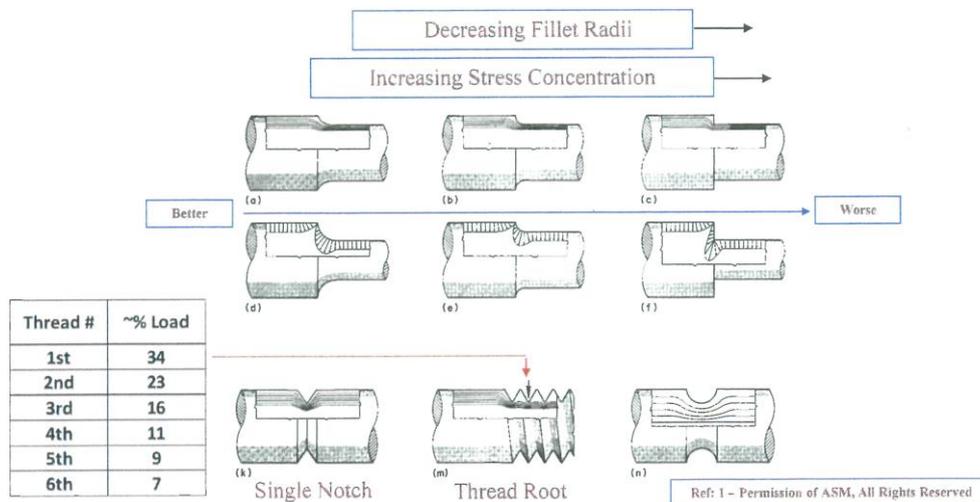


圖 3.9-1 應力集中示例

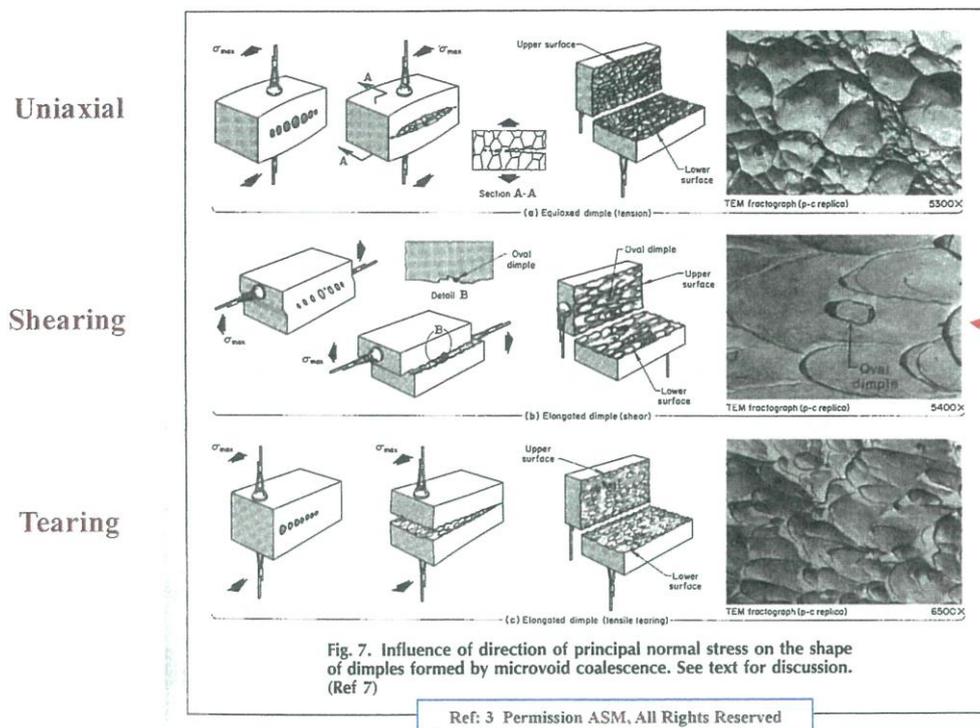


圖 3.9-2 張力超載示例

二、疲勞因素

疲勞，是工程材料損壞最常見的原因，而渦輪發動機的維修與故障，絕大部分也都是由疲勞所造成。以下分別就疲勞的原理與成因、類型與解析作一概述。

1. 原理與成因

金屬材料的疲勞反應，主要發生在反覆荷載(Cyclic Loading)的條件下。圖 3.9-3 為典型的 S-N 圖，係於試驗室針對中等強度鐵系金屬，以不同極限強度比例的應力進行反覆荷載試驗至材料開始產生破壞到完全斷裂所得到的應力強度比 - 反覆次數曲線。圖中兩條曲線間的帶狀區域，即為該材料的疲勞 - 破壞區間，同時亦可得知應力強度比愈低，材料可承受的反覆次數就會明顯增加。亦即是，材料裂縫的生長速與所受到的應力強度位階和反覆應力振幅有關，由此可進一步推得裂縫生長的通式，如圖 3.9-4 所示，可供破壞進程分析使用。

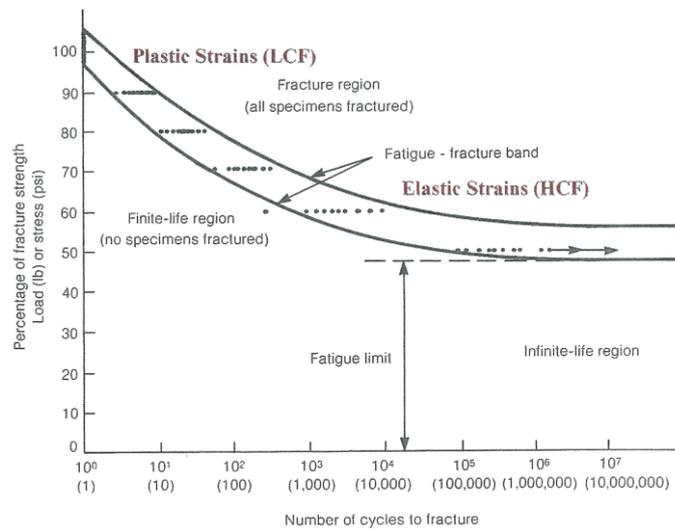


圖 3.9-3 典型 S-N 圖

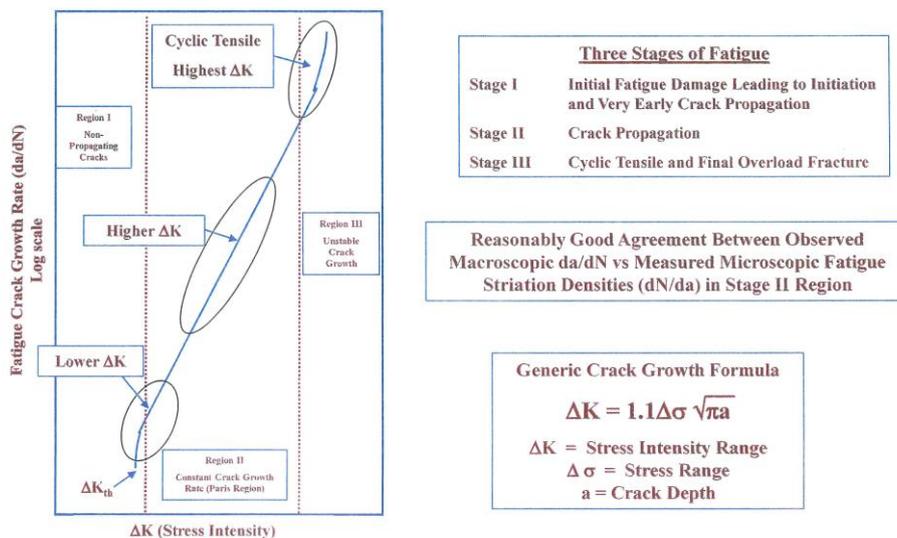


圖 3.9-4 裂縫生長與應力強度關係

另一方面，金屬材料的晶粒尺寸(Grain Size)對於抗張、抗疲勞強度與裂縫的生長均有一定程度的影響，如圖 3.9-4。由圖可知，晶粒尺寸愈小的金屬，其抗張、抗疲勞強度、與抗裂縫生成能力愈佳，且可提昇超音波的檢測能力，惟會造成潛變強度的降低與裂縫生長速率的提高。因此，在鍛造過程中選擇合適的晶粒尺寸是一重要課題。

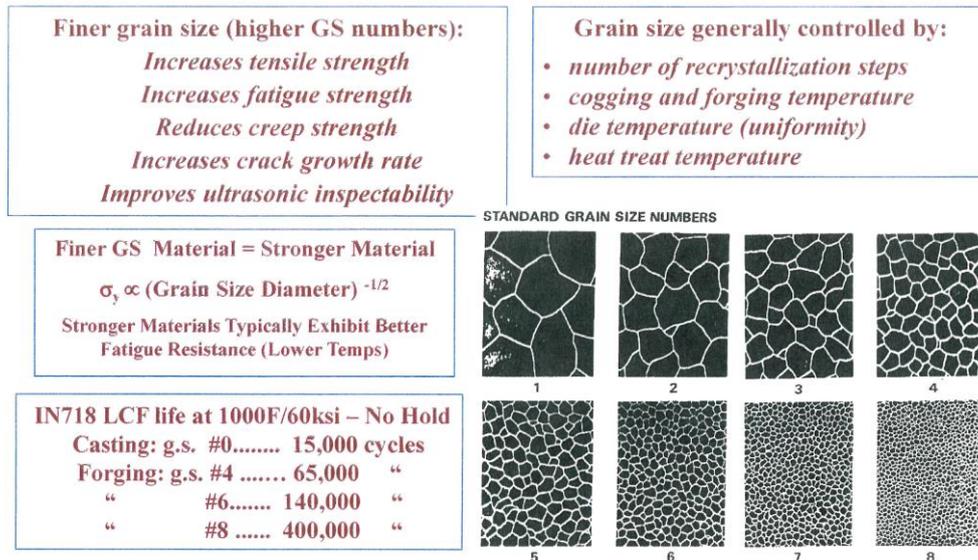


圖 3.9-4 晶粒尺寸對金屬性質的影響

金屬疲勞會有 3 個主要的發展階段：(1)初始疲勞損傷，引致裂紋的產生和早期生長；(2)裂紋擴展形成裂縫；(3)反覆拉伸最終形成過載斷裂。其中，海灘紋是可用肉眼直接觀察到、最常見的特徵，這是由於裂紋隨著荷載大小、施加頻率、斷裂面生成和氧化/腐蝕速率的變化，出現間歇性**停止推進**的狀態而產生，通常會以破壞起點位置與其相鄰區域為中心向外發散。而在每一階段的海灘紋之間，則會存在很細微、須藉由電子顯微鏡才能清楚觀察到的條紋(Striations)，這是在**單次荷載**狀況下裂紋前緣(Crack Front)推進的痕跡。圖 3.9-5 即為海灘紋、條紋、與齒輪紋(Ratchet Mark)的示意圖。藉由單位長度中的條紋數與裂縫深度的對照，亦可以推估裂縫生長速率隨著深度變化的趨勢。以下就金屬疲勞的 3 個發展階段，以及條紋在裂縫生長速率估算的應用作一簡述：

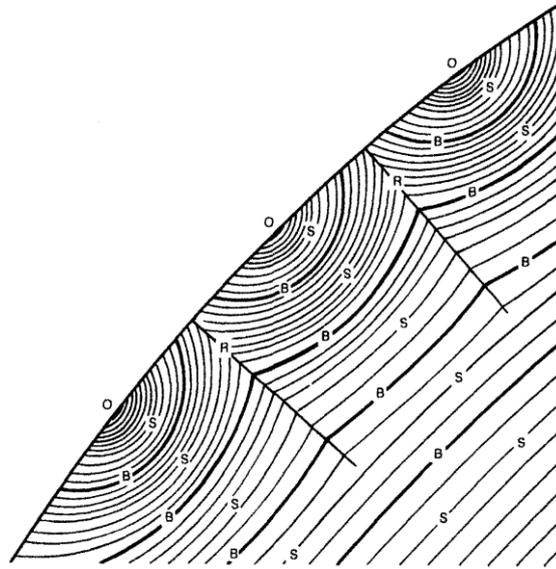


Fig. 14 Schematic, highly enlarged sketch of a typical fatigue-fracture surface. Sketch shows three origins (stage 1) at O; thousands of microscopic, closely spaced fatigue striations (stage 2) at S; a few beach marks, or arrest lines, at B; and two ratchet marks at R where fatigue cracks growing from the origins join as the cracks become deeper.

圖 3.9-5 海灘紋、條紋與齒輪紋示意圖 (Wulpi, 2013)

階段 1：初始疲勞損傷 (Initiation)

本階段為的裂紋萌發與初期延展的狀態。於反覆應力作用下，滑移帶通常會在最大剪應力產生方向的晶粒上產生，引發光滑材料表面上的擠出和壓入（即滑移），其特徵為與主應力軸成 45° 的平面型滑移錯位。此一機制即會引發初始的刻紋(Facets)或晶體尺度的裂紋（特別是在較低的 ΔK 條件下），通常可在起始點的淺層區域觀察到，惟當應力較大時初始裂紋會較不明顯。單邊裂紋的萌發可能出現在略低於表面的地方，一般可在晶粒較大區域、或晶界交會處觀察到（珠擊效應亦屬可能肇因），通常都是屬於應力集中的區域，如：刮痕、凹槽、夾雜物、腐蝕坑、 α -case（鈦合金）等。

通常在裂紋萌發階段（具可偵測裂紋）即會減損高達 90% 以上的金屬抗高週期疲勞(High Cycle Fatigue, HCF)壽命、和約 50% 的抗低週期疲勞(Low Cycle Fatigue, LCF)壽命。較高應力位階的 LCF 涉及塑性應變，較低應力位階的 HCF 則僅涉及彈性應變。

圖 3.9-10 即為本階段說明的示意圖。

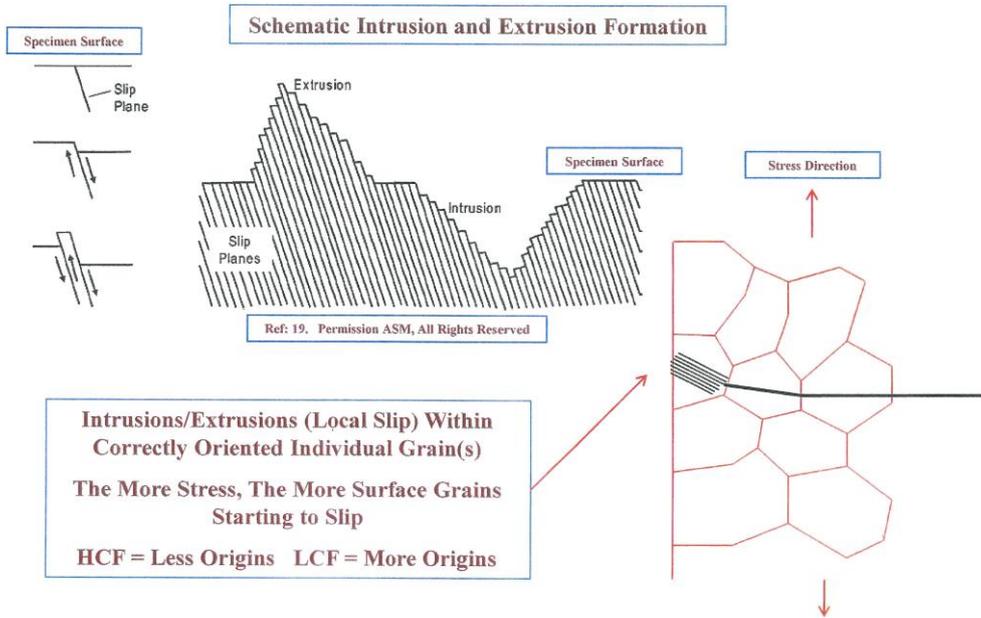


圖 3.9-10 金屬疲勞第 1 階段示意圖

階段 2：裂紋擴展形成裂縫 (Propagation)

本階段從第一階段的疲勞弱面（如果存在）演進為更垂直於應力施加方向的斷裂，此時 $\text{Log } \Delta K$ （應力強度）與 $\text{Log } da/dN$ （裂紋擴展率）之間呈現一線性關係（詳圖 3.9-4），於材料上可開始觀察到原本處於較低 ΔK 狀態的細小疲勞條紋，會隨著 ΔK 的增加而變粗，同時裂紋尖端的塑性區域範圍會大於主要的微觀結構（通常是晶粒尺寸），如圖 3.9-11。

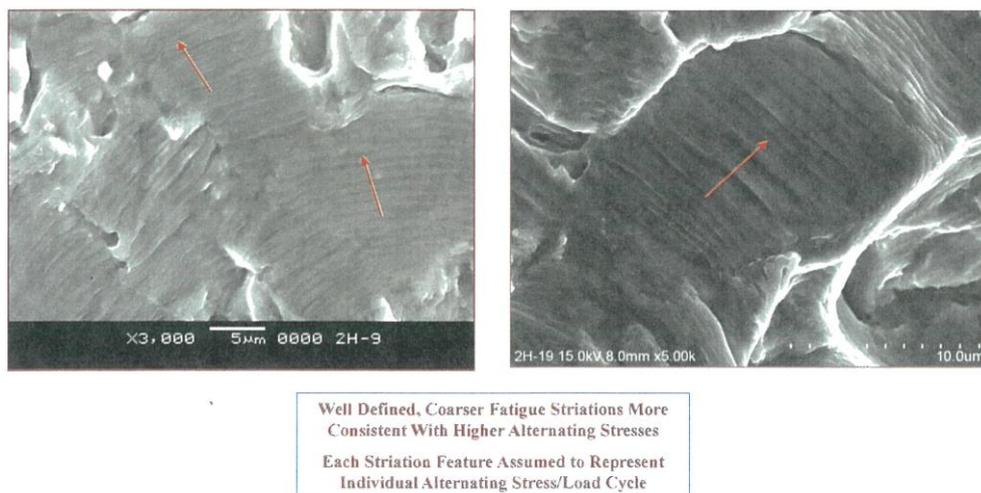


圖 3.9-11 金屬疲勞第 2 階段示意圖

階段 3：反覆拉伸形成斷裂 (Cyclic Tensile)

本階段由於裂縫的產生，造成受力橫斷面積的損失，導致裂縫擴展加速。過程中，金屬斷裂面的主要特徵是過載韌窩(Overload Dimples)的出現，最終即會導致張應力過載而形成金屬失效斷裂。其性狀如圖 3.9-12 所示。

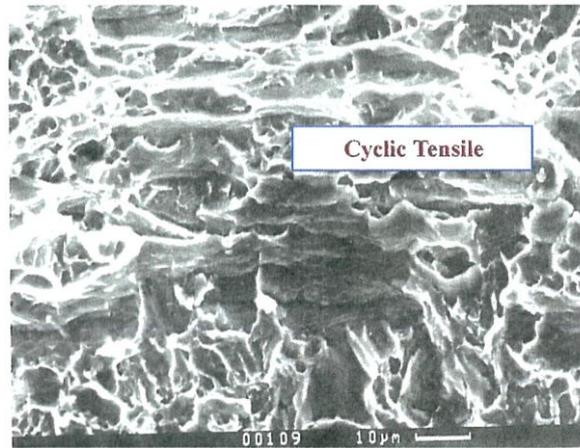


圖 3.9-12 金屬疲勞第 3 階段性狀

條紋與裂縫生長之關係

疲勞條紋是材料在反覆應力作用下，於破壞斷面之週期性斷裂間（即海灘紋）所出現的標記。疲勞條紋的勘測，通常會先利用較低放大倍率的 SEM 照片（約 10X-200X）掌握關鍵零件完整的斷裂表面性狀與斷裂的路徑走向，再進一步藉由較高倍率、可清楚顯示疲勞條紋以作測量的 SEM 照片（約 500X-10,000X），嘗試沿著斷裂表面、劃定一固定的直線路徑作為紀錄距離與條紋數量的基準。當採用連續拍照取樣時，各別 SEM 照片的間距應儘可能降低，尤其是靠近起始點區域時，因為 LCF 型裂縫的條紋密度會迅速降低，且各照片應可連續拼接，以便確定與測量原點的距離。最後，就是依序測量每張照片中的條紋密度（條/英吋），並將其繪製成如圖 3.9-13 的圖形，即可判斷出該破壞斷面的疲勞型態是屬於 HCF 或是 LCF。典型的假設是 1 個條紋=1 個應力週期（可能會有例外），故一般而言 LCF 會與飛行週期(Flight Cycles)有關，而 HCF 則多是由震動相關事件(Vibration Driven Events)所造成。此外，透過 LCF 圖形的面積計算，還可給出飛行週期的推估的數值，如圖 3.9-14 所示。

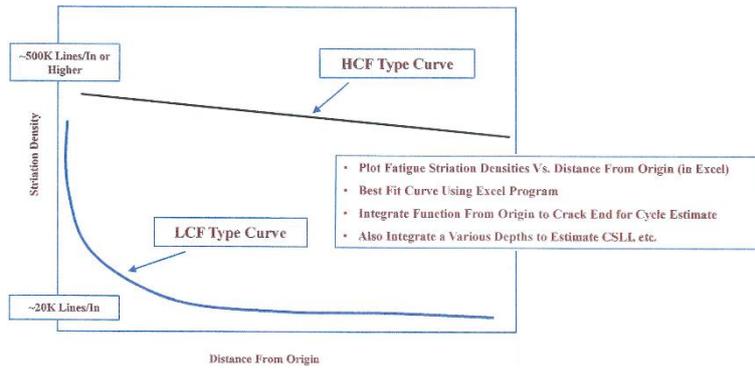


圖 3.9-13 疲勞條紋密度變化示意圖

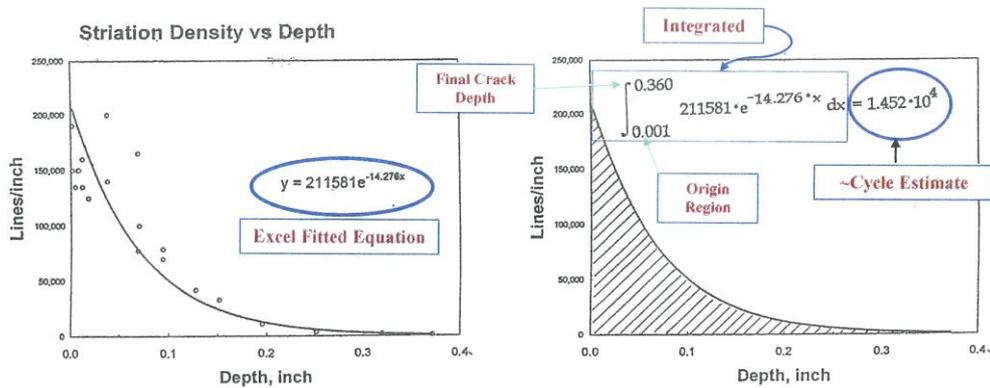


圖 3.9-14 LCF 疲勞條紋圖應用例

2. 類型與解析

發動機金屬疲勞的類型，約有下列 7 種：

- (1) 低週期疲勞(LCF)：任務驅動（較低頻率，較高應力）
- (2) 高週期疲勞(HCF)：振動驅動（較高頻率，較低應力）
- (3) 高振幅疲勞(High Amplitude Fatigue, HAF)：失衡/失速（高頻率、高應力）
- (4) 混合模式疲勞：通常為 LCF/HCF 交互作用
- (5) 熱疲勞(Thermal Fatigue, TF)：溫度梯度的變化，加熱 - 冷卻
- (6) 持續峰值低週期疲勞(Sustain Peak LCF, SPLCF)：持續高溫下的環境因素
- (7) 遲滯疲勞(Dwell Fatigue, DF)：存在於某些鈦合金中，與微觀紋理相關

由於識別破損零組件所經歷的疲勞模式，區分其類型為任務(飛行週期)、振動、不平衡、熱驅動或是組合模式，是發動機設計工程師必須具備、以準確解決裂縫問題的關鍵能力。因此，講座強烈建議在執行發動機事故調查過程中，邀請

相關的設計工程師參與金屬疲勞類型判斷與解析，才能確實掌握金屬疲勞的問題。另一方面，講座也提供一般性的準則如圖 3.9-15，供學員參考運用。

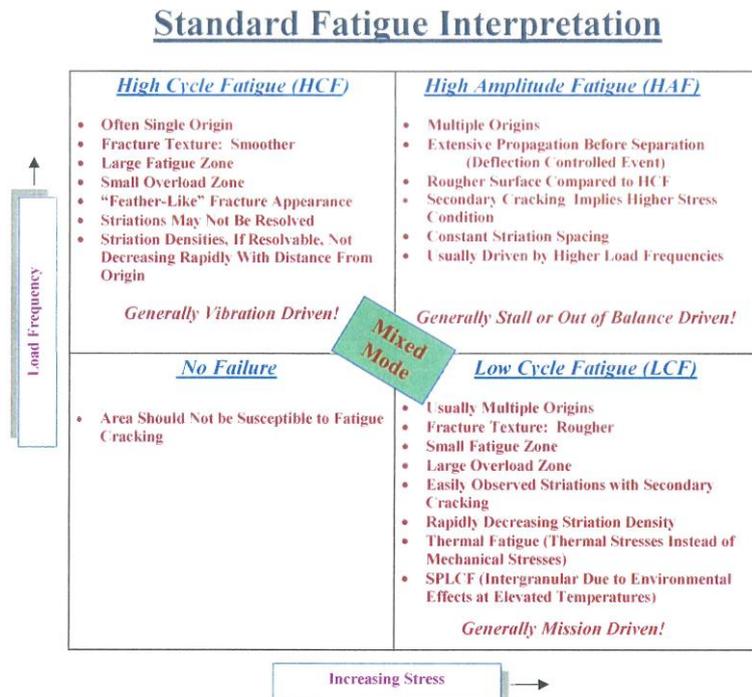


圖 3.9-15 金屬疲勞判斷準則

三、環境與製造使用因素

1. 環境因素

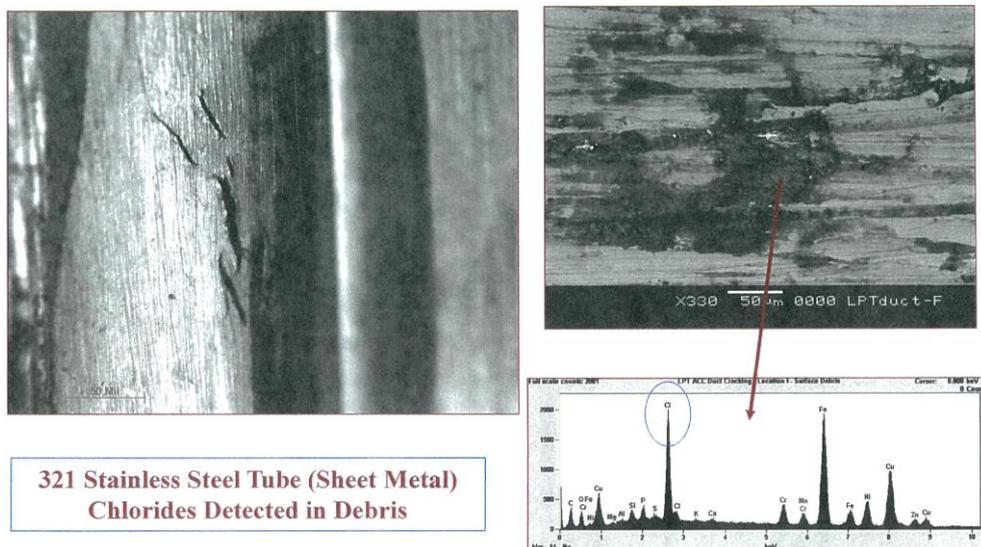
引致發動機材料失效的環境因素，主要包括電荷腐蝕與溫度腐蝕。渦輪發動機中常見的電荷腐蝕形成條件及其損害形態如表 3.9-1 所列，其中以應力腐蝕開裂(Stress Corrosion Cracking, SCC)的影響最為廣泛，其性狀如圖 3.9-16、3.9-17。

在 SCC 形成、發展的過程中，氫扮演了關鍵的輔助角色，因為當金屬（主要是鋼材）吸收了氫，就會導致延展性降低的情況，也就是所謂的氫脆反應(Hydrogen Embrittlement, HE)。圖 3.9-18 即清楚說明了腐蝕、應力、與氫脆反應間的交互關係，可以作為斷面破壞機理研判的參考。而在溫度腐蝕部份，高溫會形成較易氧化的狀態，同時也提供了鹽類化合物良好的反應環境，從而造成腐蝕，其損害形態主要包括應力加速晶界氧化(Stress Accelerated Grain Boundary Oxidation, SAGBO)以及熱腐蝕(Hot Corrosions)，如表 3.9-2 所列。SAGBO 通常發生在 1000°F 以上，是一種在應力作用下、晶界快速氧化所導致晶間斷裂的

現象。在高溫環境下，裂紋因氧的存在而快速增長，由 SEM 可觀察到明顯的晶界氧化、以及晶間斷裂的現象，如圖 3.9-18，金屬在斷裂處的延展性顯著降低。

表 3.9-1 電荷腐蝕形成條件與損害形態

電荷腐蝕形成條件	電荷腐蝕損害形態
<ul style="list-style-type: none"> • 具有腐蝕傾向的金屬（陽極，給出電子） • 不同類別的導電材料（陰極，接受電子） • 連接陽極和陰極的導電液體 • 金屬相互接觸（電子可以自由移動） 	<ul style="list-style-type: none"> • 均勻腐蝕：基材金屬的均勻陽極腐蝕（高溫、強酸鹼催化） • 電偶腐蝕：兩種金屬間電位差所驅動的腐蝕 • 縫隙腐蝕：靜止條件下發生的腐蝕 • 點蝕(Pitting)：金屬表面的局部陽極腐蝕 • 應力腐蝕開裂(SCC)：受張應力與特定腐蝕環境（會藉由氫輔助，尤其是高強度鋼材） • 腐蝕疲勞：在腐蝕和疲勞共同作用下加速裂縫擴展



321 Stainless Steel Tube (Sheet Metal)
Chlorides Detected in Debris

圖 3.9-16 應力腐蝕開裂之性狀

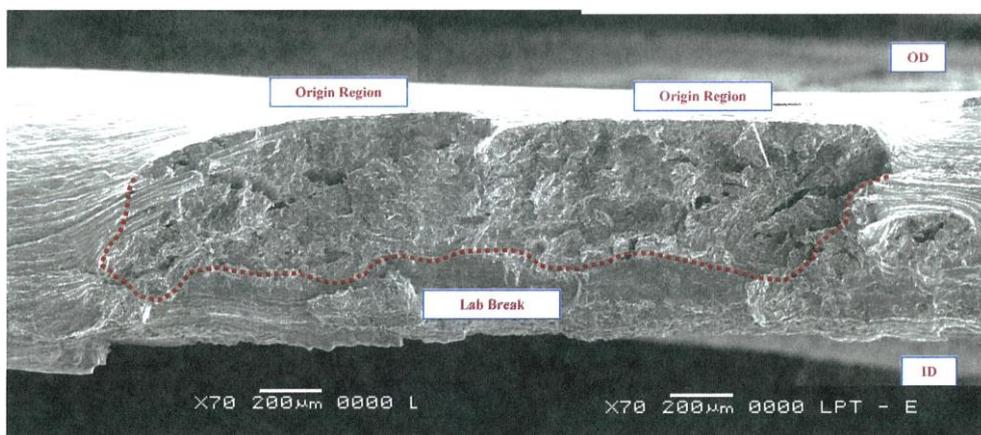


圖 3.9-17 應力腐蝕開裂之剖面

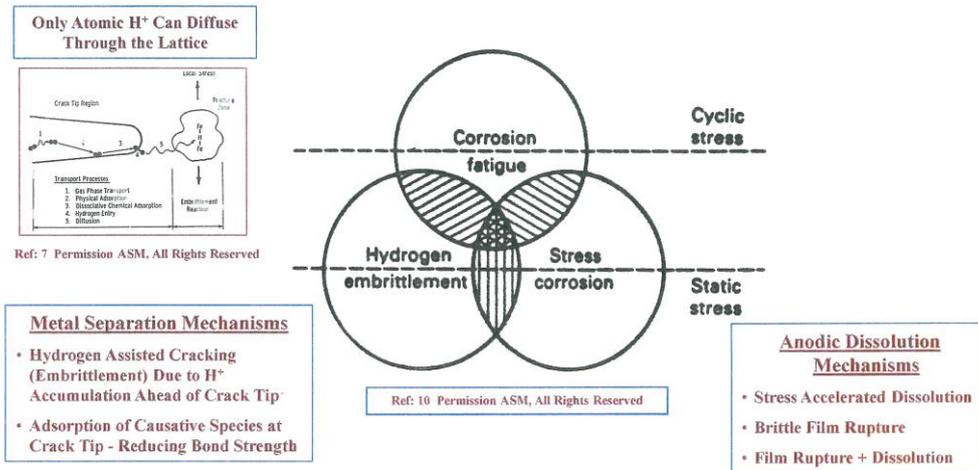


圖 3.9-18 氫脆反應與腐蝕和應力關係

表 3.9-2 溫度腐蝕類型及損害形態

類型	發生溫度	損害形態
應力加速晶界氧化	大於 1000°F	明顯的晶界氧化，降低延展性，形成晶間斷裂。
熱腐蝕 TYPE I	約 1550-1850°F	造成金屬表面抗氧化塗層分解破壞，加速基材氧化。
熱腐蝕 TYPE II	約 1100-1350°F	
銀輔助腐蝕	約 1133°F	銀離子代換局部基材金屬，形成點蝕。

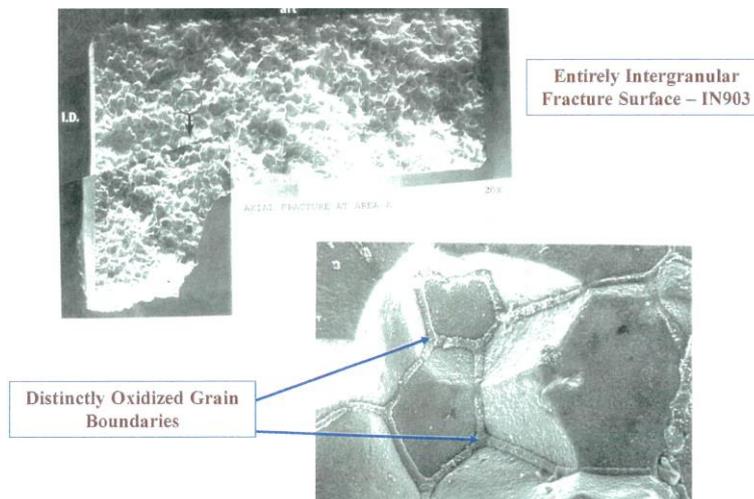


圖 3.9-19 晶界氧化現象

2. 製造使用因素

在製造與使用因素方面，主要是伴隨金屬疲勞、潛變或溫度脹縮所產生的應力集中破壞與磨損，多半發生在有焊接、螺栓接合、或是使用軸承的位置。其中，常見的磨損形態與對應位置，如圖 3.9-20 所示。

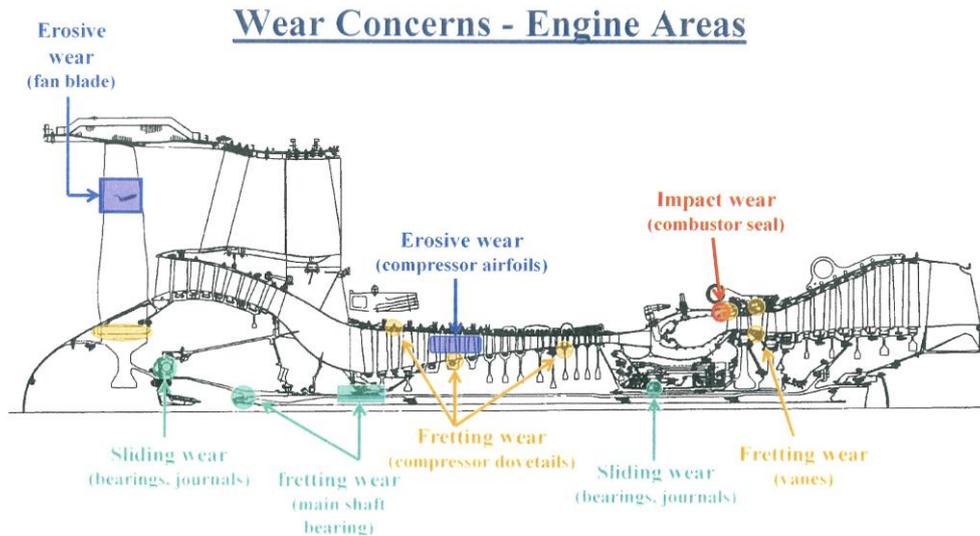


圖 3.9-20 發動機常見磨損形態與位置

3.10 材料失效案例探討

為使學員能夠確實瞭解材料失效調查作業內容與流程，講座藉由 3 起材料失效案例，帶領學員依循案例報告的內容，對照第 3.6 節材料失效調查程序進行探討，並講解第 3.7 節非破壞檢測的選用時機，以及第 3.9 節材料失效模式解析的實際應用。

第 1 起案例是發生在 1991 年 8 月的南美洲，某航機於起飛過程中遭遇右側第 1 具發動機、第 1 級 HPT 輪盤破裂分離的非包容性損壞的事故。在證物蒐集過程中，經由現場民眾協助找回了掉落的 HPT 輪盤；藉由目視及顯微鏡檢查，發現破裂起始點有明顯、異常的凹痕，再透過 SEM 與 EDS 的輔助，得知失效模式為 LCF、破裂起始點有大量的鐵離子，與輪盤初始的鎳合金基材大不相同。更進一步調查，才發現鐵離子的來源是第 1 級 HPT 在某維修廠進行尺寸修復的鍍鉻作業時，已生鏽的吊掛用鐵質治具與輪盤內緣的後側接觸，致於電鍍過程中造成該處的電弧損傷。而此損傷經過約 12,000 週期運轉的疲勞累積後，終致發生破壞。案例中於實驗室模擬電鍍作業的情形如圖 3.10-1，關鍵的 EDS 比對情形如圖 3.10-2。經過本起案例，製造商 GE-Aviation 公司發布停止以鍍鉻進行尺寸修復的作法，以澈底解決電弧損傷及使用六價鉻帶來的環境問題。

第 2 起案例是某發動機因有 HPT 損壞情形進廠維修，於拆卸過程中發現前側外緣氣密封(Forward Outer Seal, FOS)的邊緣有一部分遺失，缺損長度約 4 英寸，涵蓋 3 個 HPT 葉片底座。該 FOS 自新品投入運轉累積約 9,998 小時、1,328 週期，一般而言是相

對新穎的部件。在目視及顯微鏡檢查，發現破裂起始點有明顯、異常的凹痕，再透過 SEM 與 EDS 的輔助，得知失效模式為 SPLCF、破裂起始點有銅離子存在，與輪盤初始的鎳合金基材不同。再比對 FOS 與相鄰的 HPT Disk，更發現在相對應位置皆有一致的異常凹痕。進一步訪談組裝該具發動機的機械員，表示過程中在安裝 FOS 時，電動工具的電源線意外卡在 FOS 和 HPT 輪盤之間，當下組裝時的轉動割破了電線絕緣層而有電弧產生。此即為異常凹痕的來源。此後，該組裝工廠的電動工具電源線皆額外加裝一層塑膠護圈，以杜絕類似事件再發生。本案例關鍵的 EDS 檢測成果，以及 FOS 與 HPT 輪盤組合比對情形如圖 3.10-3、3.10-4 所示。

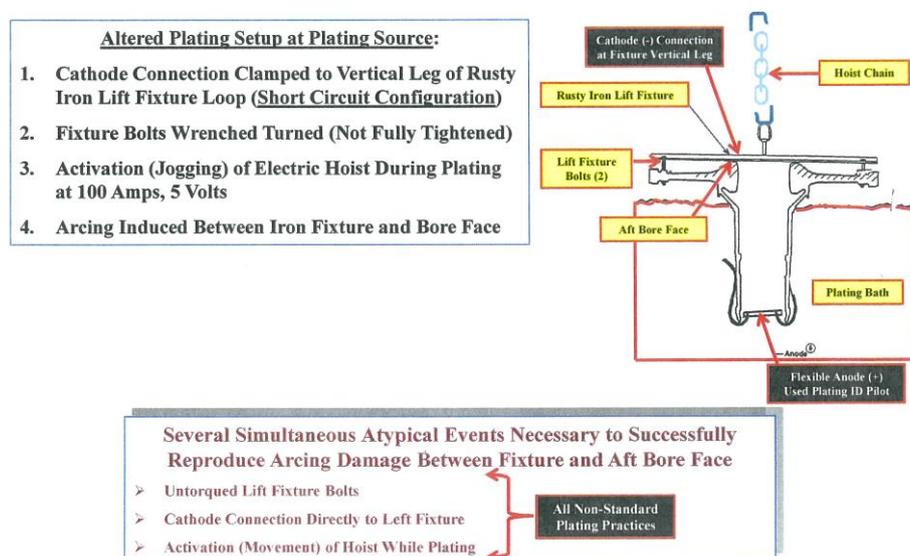


圖 3.10-1 案例 1 之實驗室模擬電鍍作業

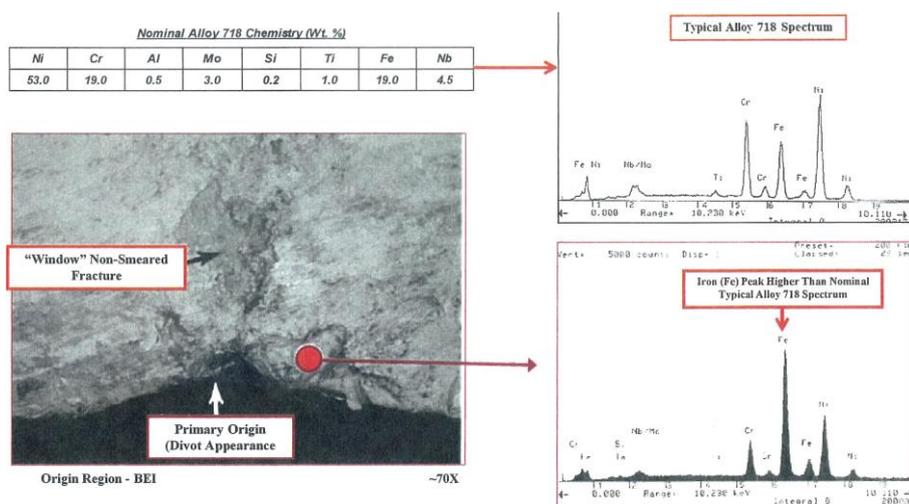
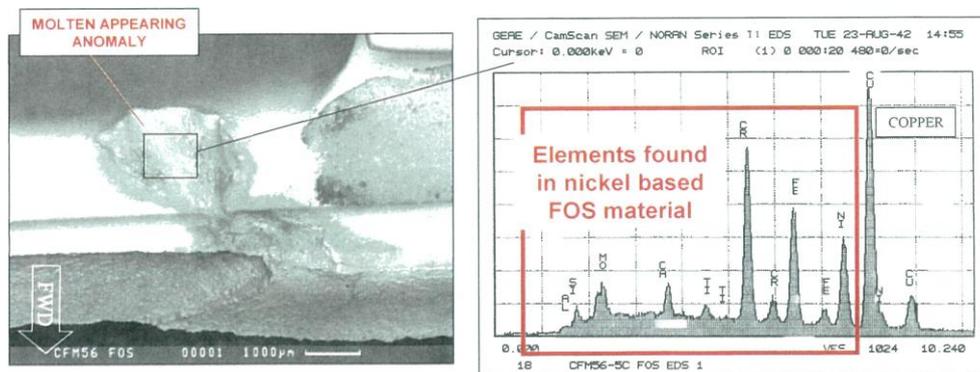


圖 3.10-2 案例 1 之 EDS 比對



Electron Dispersive Spectroscopy (EDS) was used to study the chemistry on the anomaly surface. Note a significant amount of copper (Cu) was found in the anomaly. Copper is not a component of the FOS material.

圖 3.10-3 案例 2 之 EDS 檢測成果

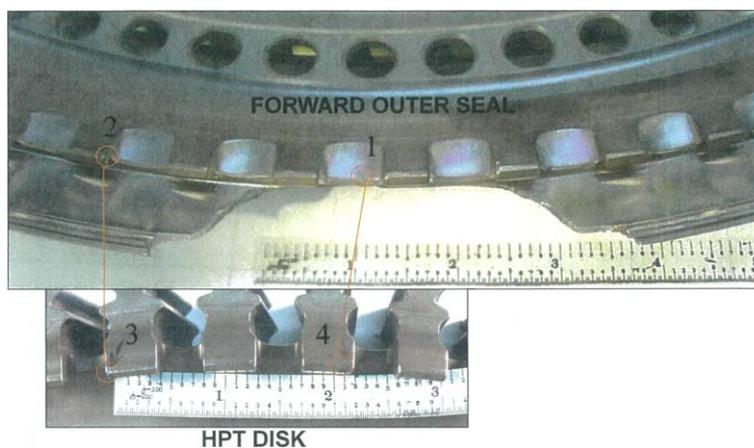


圖 3.10-4 案例 2 之 FOS 與 HPT 輪盤組合比對

第 3 起案例則是典型氫脆反應所造成的損害。某具發動機的 HPC 第 1、2 級輪軸被送往翻修廠整修，該輪軸在清洗時於鹼性清洗槽中放置了 96 小時，後續處理過程中發生斷裂變成 2 塊，更在送達實驗室時斷裂成 3 塊。由樣品斷面的 SEM 照片比對，可知破壞斷面上呈現明顯劈理而未見延性韌窩，顯示屬脆性斷裂；再藉由樣品斷面 4 處不同位置的氫含量分析，得知該零件含有超過 1231 ppm 的氫，遠高於最大容許值 125 ppm。故可確知案例成因為氫脆反應。而氫的來源，參照相關文獻與實驗室測試結果，可知是由零件在高溫、高鹼性清洗過程中受腐蝕/沖擊而產生。復以零件在鹼性溶液中放置達 96 小時，遠高於一般常見的 30 分鐘，導致氫濃度明顯上升而造成損害。

3.11 USC 掃瞄式電子顯微鏡實驗室見習 (SEM Lab)

在材料失效調查流程中，最常應用的破壞斷面檢查工具就是高倍率顯微鏡與 SEM。為使參訓學員對於斷面檢查有實際的體驗，校方在第 2 天下午特別安排講座與全體學員前往位於 USC 校本部 Core Center of Excellence in Nano Imaging (CNI)的 SEM Lab 見習。本次見習運用的 SEM 設備為 Nova NanoSEM 450，為一款內建場發射(Field-Emission)機能、兼具 EDS 功能的 SEM (圖 3.11-1)。講座 Pridemore 準備了 2 組預先製備、具破壞斷面的零件：HPT Blade 與 HPT Disk，供學員以高倍率顯微鏡檢視其表面性狀 (圖 3.11-2)，同時並交由專業的操作人員放入 SEM 中，以適當倍率呈現斷面條紋，帶領學員練習檢視與判讀 SEM 影像，並演示金屬反射電子成分解析功能，如圖 3.11-3。



圖 3.11-1 SEM 設備



圖 3.11-2 高倍率顯微鏡實作

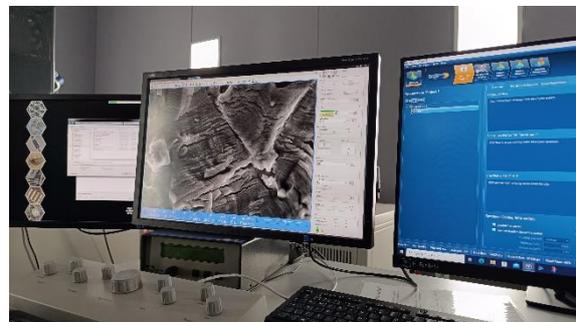


圖 3.11-3 SEM 檢視斷面條紋

3.12 渦輪發動機殘骸檢視演練 (Aviation Safety Lab)

為加深學員對於渦輪發動機事故調查程序與方法的瞭解，校方於課程第 4 天的上午安排全體學員前往 USC 航空安全及保安學程設於 Alhambra 區的飛安實驗室，藉由實際的飛航事故殘骸檢視演練，使課室學習內容能與實際的現場作業結合對應。本次檢視演練使用的殘骸，是一架 Mitsubishi MU-2B-60 型商務客機，配置 2 具 Honeywell TPE331-10-511M 渦輪螺旋槳發動機，該機於落地過程中因失速滾轉而墜毀。校方於事故後取得完整的殘骸與事故現場照片陳列於飛安實驗室中，如圖 3.12-1、3.12-2，供飛航事故調查相關訓練課程演練使用。



圖 3.12-1 事故殘骸陳列區



圖 3.12-2 事故原始現場照片

於檢視演練實作之前，講座先介紹 TPE331 型發動機的構造，使學員對於該型發動機有初步的瞭解，同時複習課堂講授的殘骸檢視重點並作安全提示，以確保檢視演練過程的安全以及學習成效（圖 3.12-3），接著即帶領學員至實驗室進行殘骸的檢視。從螺旋槳的性狀、幅流式壓縮器的葉輪(Impeller)損害與表面污染情形、燃燒室與壓縮器葉片的狀態、到分散零件的組合測試，都在講座的引導下由學員實際動手操作（圖 3.12-4），並充分回應演練過程中的疑惑與提問，建立學員發動機殘骸檢視的基本能力。



圖 3.12-3 殘骸檢視行前提示



圖 3.12-4 發動機殘骸檢視演練

四、建議

1. 蒐集國內具金屬材料失效檢測分析能力之相關單位資訊，建立發動機事故調查專業支援名冊。
2. 持續派員參與飛航事故調查相關訓練，強化事故評析與肇因研判能力、精進調查技術能力。
3. 於經費許可前提下考量複數派訓可行性，使訓員得以即席交流研討，並收互補學習之效。

參考文獻

1. Aviation Safety and Security Program (2024). Student Handouts of “Gas Turbine Engine Accident Investigation”, USC Viterbi School of Engineering, Los Angeles, California, USA.
2. Donald J. Wulpi (2013). Understanding How Components Fail, 3rd Ed., ASM International, Materials Park, Ohio, USA.
3. Rolls-Royce plc (1986). The Jet Engine, 5th Ed., The Technical Publications Department of Rolls-Royce plc, Darby, England.