

出國報告 (出國類別：實習)

參加南加州安全學院渦輪發動機失 事調查訓練出國報告

服務機關：交通部民用航空局

姓名職稱：林日新/技士

派赴國家：美國

出國期間：101.11.04- 101.11.11

報告日期：102.01.21

目 錄

壹、目的	1
貳、過程	1
參、訓練內容	
一、訓練地點	1
二、課程安排	1
三、課程內容	1
四、受訓學員簡介	2
肆、受訓心得	
一、訓練機構(SCSD)簡介	2
二、發動機分類	3
三、渦輪發動機分類	5
四、渦輪發動機工作原理	8
五、渦輪發動機附件	8
六、渦輪發動機材料選擇	10
七、發動機失效模式簡介	12
八、發動機失事現場調查	19
九、燃油系統安全提昇探討	25
伍、建議	27
附件：受訓學員名單	28

壹、目的

南加州安全學院(Southern California Safety Institute-SCSI)為目前航空器飛航安全管理與失事調查之權威訓練機構，提供各國政府及航空業界多項飛安及失事調查相關專業訓練。職曾參與渦輪發動機研發工作，故此次奉派參加 SCSI 舉辦之「渦輪發動機失事調查」(Gas Turbine Accident Investigation-GTAI)訓練，期未來能有效配合行政院飛航安全調查委員會進行之航空器失事調查作業，並提昇本局相關飛安分析能量。

貳、過程

本次訓練行程計八日(含訓練課程五日及往返洛杉磯行程計三日)，詳如下表：

日期	地點	行程概述
101.11.04	桃園機場-美國洛杉磯	去程
101.11.05~09	美國洛杉磯	參加訓練
101.11.10~11	美國洛杉磯-桃園機場	回程

參、訓練內容

一、訓練地點

本次訓練場地 SCSI 係租用洛杉磯郊區 San Pedro 區港濱之 Doubletree Hotel 之會議室舉辦。皆以課堂簡報方式授課。

二、課程安排

本課程共計五天，自 101.11.05 至 101.11.09。每天課程由上午八點開始至下午四點三十分，每日中午 1200~1300 為午餐時間。課程進行均採課堂簡報方式介紹各單元，並由學員隨時提出問題討論及進行實務工作經驗分享。講師授課時輔以教具如失效之發動機組件，如控油器、渦輪盤等進行輔助說明。SCSI 並租用 Doubletree Hotel 部份停車場，置放所蒐集二架小飛機及一架直昇機失事後殘骸，作為實務講解之用。

三、課程內容

此次訓練課程範圍係針對渦輪發動機失事調查，課程內容包括發動機工作原理、發動機材料、發動機失效模式、失事現場調查等，計分為以下六單元：

1. Material factors: metals, ceramics, composites, and Polymers.
2. Structural failure modes in services: corrosion, creep, fatigue
3. Jet engine fundamentals
4. Powerplant investigations
5. Application: case studies
6. Lab investigation

四、受訓學員簡介

參與本項訓練學員計十員，來至全球各地，包含加拿大一人、挪威三人、澳洲二人、南非二人、土耳其一人及本局一人(學員資料請參見附件)。學員背景除筆者外均屬各國政府軍警單位人員，主要工作則多與公務航空器有關。因學員均具多年工作經驗，故上課時學員與講師間互動熱絡，並就授課內容提出問題及討論。透過課堂及課後之工作經驗分享，可增進對於課程內容之瞭解。

肆、受訓心得

航空器失事調查為須整合各項航空專業之複雜工作，負責失事調查鑑定人員則具備多方飛航知識以及實事求是之辦案精神，方能抽絲剝繭，查出失事真正原因，以記取教訓，擬訂有效之改正措施，防止類似事故再度發生。本次參與一週渦輪噴射發動機失事專業課程，雖然 SCSI 長期以來均偏重軍機方面的失事調查訓練，執教講師也多為軍方退伍飛行員，但仍較一般美軍飛行軍官具理論背景，課程規劃也尚稱慎密。循序漸進的教學，理論與實際 CRASH SITE 逐步配合，一週下來收穫良多。以下就該課程授課內容；並結合筆者自身所學及工作經驗提出心得報告。

一、訓練機構(SCSI)簡介

本次提供訓練單位 SCSI 為專業之航空器飛航安全管理與失事調查訓練權威。SCSI 授課講師多為軍民航機老手，背景多為由美國空軍退役，並從事數年民航機飛行、教育訓練或相關飛航安全管理及失事調查等工作後才被網羅到 SCSI 從事相關教學與失事現場之調查等工作。以本次訓練之授課講師 Mr. Steve Preteska 先生為例，畢業於美國空軍官校機械工程系及 Embry-Riddle Aeronautical University 航空工程研究所，於美國空軍服役期間曾任 F-111 飛行官、T-38 教官及空中管制等工作多年，後曾參與美國軍方 F-117、F-16 及 T-38 等多項失事之調查工作，學養均佳。講師授課時並輔以空難或重大意外現場所收集裝備或殘骸破片進行實際案例研討，以增加學

員對課程內容之瞭解。

此外；因 SCSI 與美國空軍關係良好，故在美國空軍之基地內，SCSI 有自己的 Crash Site，以供學員學習與現場實習之用。SCSI 所提供失事相關訓練約有下列十四項：

1. Aircraft Accident Investigation (AAI)
2. Advanced Aircraft Accident Investigation (AAAI)
3. Photography for Aircraft Accident Investigators (PAAI)
4. Helicopter Accident Investigation (HAI)
5. Jet Engine Accident Investigation (JEAI)
6. Aircraft Accident Preparedness (AAP)
7. Aviation Safety Management (ASM)
8. Ramp and Maintenance Safety (RMS)
9. Human Factors in Aviation Safety Management (HFASM)
10. Human Factors for Accident Investigators (HFAI)
11. Operational Risk Management (ORM)
12. Practical System Safety (PSS)
13. Advanced Crew/Cabin Resource Management (ACRM)
14. Introduction to Crew/Cabin Resource Management (CRM)

本次筆者參加之渦輪發動機失事調查課程為 SCSI 提供連續四週失事訓練中第三週課程，前後課程分別為前二週之航空器失事調查課程(Aircraft Accident Investigation-AAI)，接續則是為期一週之航空器失事調查精進課程(Advanced Aircraft Accident Investigation -AAAI)。

二、發動機分類

進行失事調查工作前提為具有札實之理論專業及工作經驗，由於本課程係針對渦輪發動機之失事調查進行訓練，故首先說明航空發動機分類，後續並將針對渦輪發動機分類及其工作原理、材料選用等進行簡要說明。

航空發動機種類眾多，不下二十餘種。主要分類方式有兩種，一是以使用燃料分類而分為使用固態、液態或氣態燃料之發動機。固態發動機如固體火箭使用聚氨酯、聚丁二烯等固態燃料。液態燃料發動機如液體火箭、渦輪風扇、渦輪噴射發動機等使用液態氫、汽油、煤油等常見之液態燃料。氣態燃料發動機如超音速衝壓發動機

(scramjet) 則使用包括氫氣、甲烷、丙烷等氣態燃料。

另一分類方式為是否採用空氣為助燃物而分為吸氣式及非吸氣式發動機。固體火箭即屬非吸氣式發動機，一般將藥柱及助燃物混合後塞入燃燒室中，操作時直接燃燒混合後藥柱，不需使用空氣，因此適合於稀薄空氣條件(如大氣層外圍或外太空)中使用。吸氣式發動機採用空氣為助燃物，與非吸氣式發動機相較，可降低航空器重量，提昇其推重比(thrust-weight ratio)。

目前民用航空器一般均採吸氣式發動機，並採用液體燃料。選擇吸氣式發動機之主要原因為借助外界空氣為助燃物可有效減少航空器之空重，因而減少油料消耗，降低成本及增加航程。使用液體燃料(如目前廣泛使用之 JP-4、Jet-A1、Jet B 等燃油)則有製造成本低、便於取得、儲存、儲存空間小、常溫下物性安定等優點。

吸氣式發動機又可概分為脈衝式發動機、往復式發動機、渦輪發動機、衝壓發動機及超音速衝壓發動機等型式。

脈衝式發動機(pulsejet engine)於 1940 年代由德國研發成功，並配置於 V2 火箭上，但因有推力輸出不穩定、噪音大等缺點，未應用於其它飛行器上。

往復式發動機(reciprocating engine)，即一般俗稱之活塞式發動機，亦為吸氣式發動機之一種，早期民用航空器皆使用之，雖有省油、操作可靠度高的優點，但也伴隨體積龐大，機械構造複雜、空速無法提昇等缺點。隨渦輪氣動力科技的進步，自五十年代後，渦輪發動機/渦輪風扇發動機逐漸成為主流，目前大型航空器多使用渦輪風扇發動機，往復式發動機則主要見於低空、慢速飛行之小型航空器及業餘航空器上。

衝壓發動機(ramjet engine)適用於高馬赫數(通常 $M > 2.0$)之載具，具結構簡單、製造容易等優點，但也因結構簡單而衍生如何藉由精密的燃油控制以避免燃燒室壓力振盪及維持穩定推力輸出等問題。其次；衝壓發動機因起動(start)及加速 g 值問題，目前除美國洛克德公司研發之 SR-71 偵察機外，僅應用於無人載具如超音速飛彈上。超音速衝壓發動機(scramjet engine)則因需克服氣流於超音速(馬赫數 $M > 1$)流動時仍保持穩定燃燒狀態之問題，目前仍屬研發階段，尚無實際應用案例。

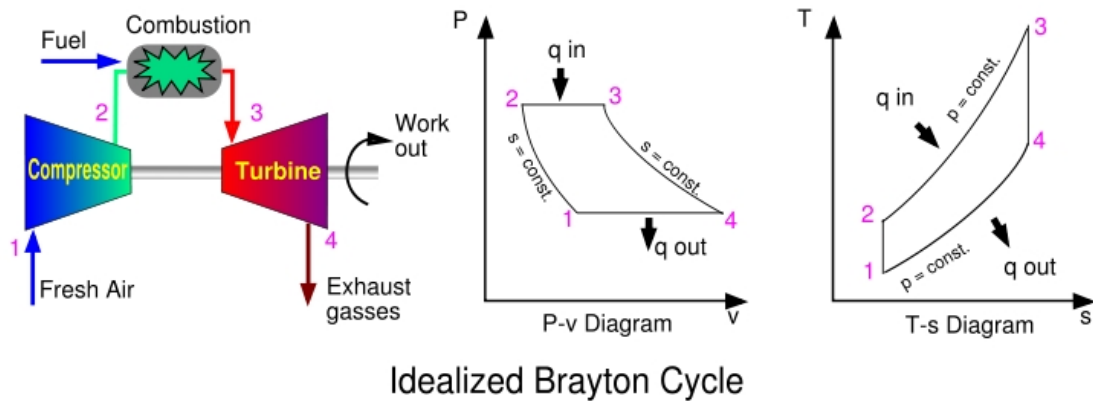
目前載人航空器(尤其是民用航空器)配置之發動機主要仍以吸氣式發動機類別之渦輪發動機為主流，主要原因包括其推重比(thrust-weight ratio)高、比耗油率(specific fuel consumption)低及適用飛行速度範圍廣(次音速至超音速間皆適用)等。依航空器

操作需求不同所選用之渦輪發動機間亦有若干差異，主要可分為渦輪噴射(turbojet)發動機、渦輪風扇(turbofan)發動機、渦輪螺旋槳(turboprop)發動機及渦輪軸(turboshaft)發動機等四大類，簡述如后：

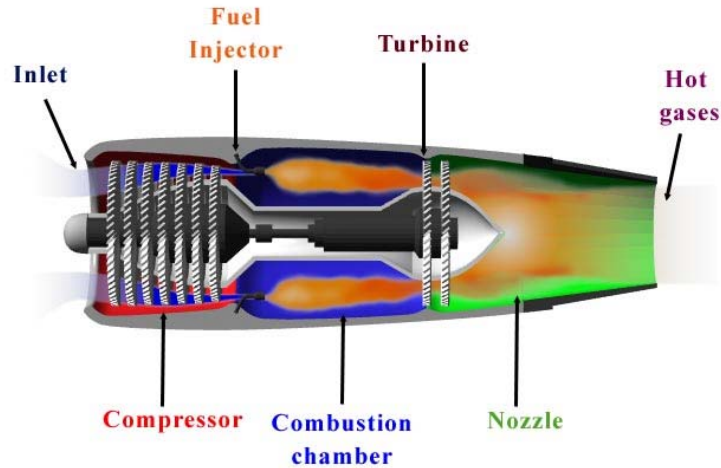
三、渦輪發動機分類

1. 渦輪噴射(turbojet)發動機

為最早之吸氣式渦輪發動機。渦輪噴射發動機將燃燒後之高壓高溫氣體直接通過尾管(nozzle)向後射出，利用產生之反作用力產生推力。根據使用壓縮機(compressor)類型還可進一步分為軸流式(axial)和離心式(centrifugal)型發動機。另根據轉子盤(rotor disc)及傳動軸數目又可以分為單軸(single spool)和多軸(multi-spools)型式。依據渦輪噴射發動機熱力循環(Brayton cycle，如圖一)可知，欲增加渦輪噴氣式發動機效率，需增加氣體燃燒後之溫度，此造成空氣壓縮比及燃燒室(combustor)出口溫度(亦即渦輪進口全溫 turbine inlet total temp，俗稱 ITT)增加，導致渦輪葉片需承受高溫高壓氣體衝擊，對渦輪葉片形成更嚴苛之設計、材料、製造及可靠度要求。其次；尾管所射出氣體的速度也將大幅提高，導致部分高速氣體動能無法利用。因此為了提高工作效率，衍生出其他類型之噴氣式發動機。



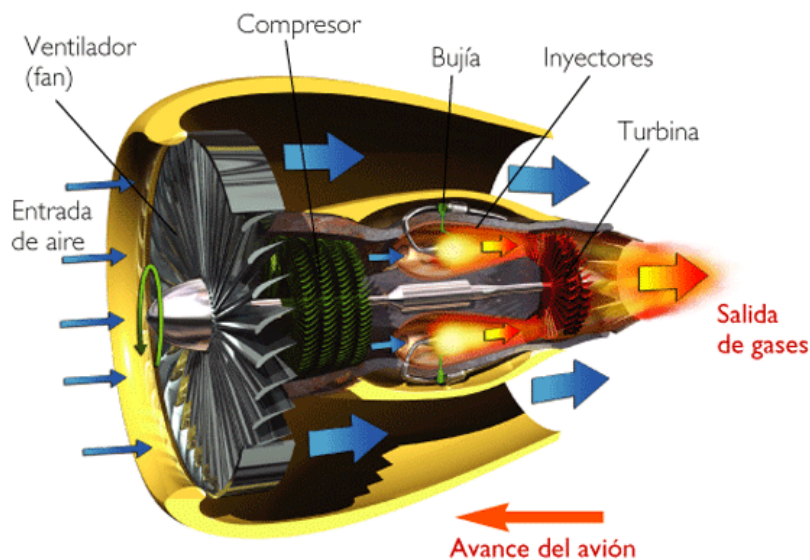
圖一、渦輪噴射(turbojet)發動機熱力循環(Brayton cycle)工作原理



圖二、典型渦輪噴射(turbojet)發動機構造示意圖

2. 渦輪風扇(turbofan)發動機：

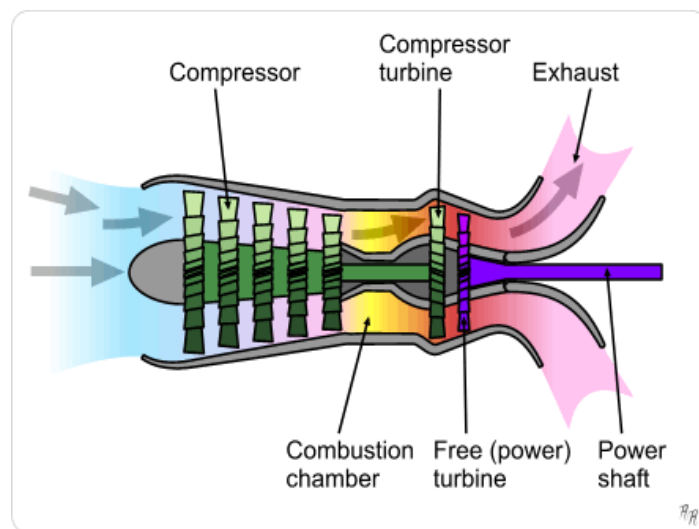
與渦輪噴氣發動機(可為單軸或多軸)相比，渦輪風扇式發動機至少為雙軸(twin-spools)，並增加一風扇(fan)及一低壓渦輪(LP turbine)段。燃氣通過高壓渦輪(HP turbine)後，在低壓渦輪進一步膨脹做功，帶動外風扇。風扇高速運轉，增加進入風扇空氣動能後將之向後排出產生推力。一般而言，風扇段所產生之推力可提供渦輪風扇式發動機總推力 75%~85%。渦輪風扇發動機具空氣流量大、噴射推進效率(propulsion efficiency)效率高、耗油率低、噪音低等優點，故雖增加飛機之形狀阻力(form drag)，但速度要求不高之航空器(如運輸類民航飛機)仍多採用高旁通比(high bypass ratio)渦輪風扇發動機。而戰鬥機等要求高速及高機動性之飛機，則多採用渦輪噴氣發動機或低旁通比渦輪風扇發動機。



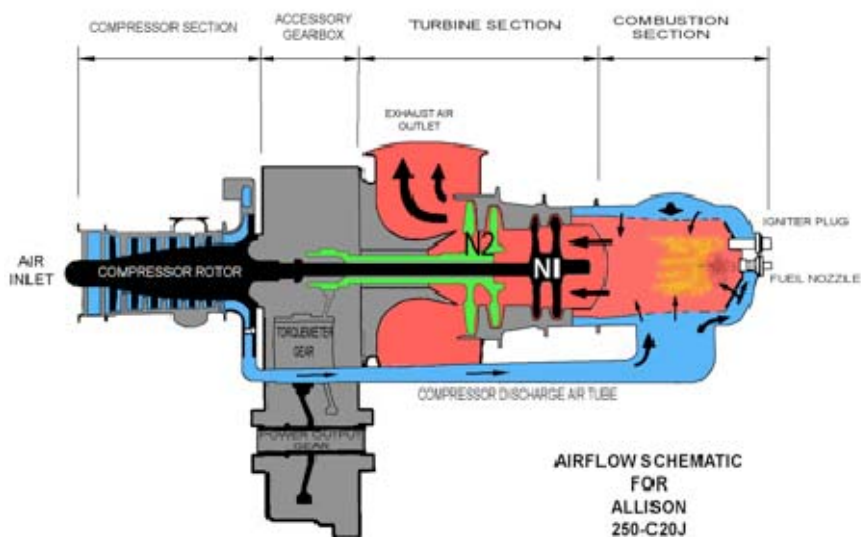
圖三、典型渦輪風扇(turbofan)發動機構造示意圖

3. 渦輪螺旋槳(turboprop)發動機

渦輪螺旋槳發動機與渦輪風扇發動機構型類似，燃氣膨脹做功後亦用以驅動低壓渦輪，主要差別為低壓渦輪並非帶動風扇(fan)而是帶動螺旋槳(propeller)轉動。一般而言，螺旋槳轉速較風扇低，因此需要增加減速齒輪機構(reduction gear box)以將高速轉動之低壓渦輪軸轉速降低，並將功率傳送輸出及帶動螺旋槳轉動。渦輪螺旋槳發動機能量基本都僅以扭力輸出方式做功，發動機尾管功能僅為排氣，基本上不提供推力。其次；渦輪螺旋槳發動機油耗比渦輪風扇發動機更低，但因配置螺旋槳限制其飛行速度，故多用於低空低速之航空器(如運輸機、中小型飛機)上。



圖四、典型渦輪螺旋槳(turboprop)發動機構造示意圖



圖五、典型渦輪軸(turboshaft)發動機構造示意圖

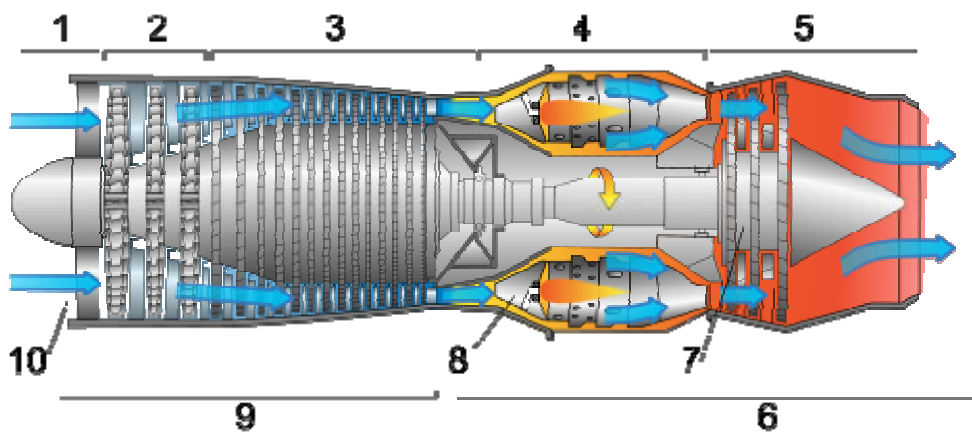
4. 渦輪軸(turboshaft)發動機

多應用於直升機，與渦輪螺旋槳發動機工作原理十分相近，主要區別為增加一轉向齒輪機構將能量傳送至旋翼(rotor)，帶動直升機旋翼轉動以產生昇力。

四、渦輪發動機工作原理

基本上噴射發動機之構造分為進氣道(inlet)，壓縮機(compressor)，燃燒室(combustor)，渦輪(turbine)、排氣尾管(nozzle)等五大主要組件(參見圖二)。其中壓縮機，燃燒室，和渦輪的設計可說是決定發動機效率之主要因素。

渦輪發動機之工作原理類似汽車用往復式發動機，一般的汽車用往復式發動機工作原理為先吸入空氣→壓縮混和氣→點火→燃氣推動活塞(產生動力)→排氣。渦輪發動機工作原理則是：壓縮空氣→高壓空氣進入燃燒室→噴油→點火→燃氣排出→推動渦輪(帶動壓縮機)→進入後燃段→燃氣自尾管噴出(參見圖六)。但兩者間運作邏輯還是有部份不同，往復式發動機需先將活塞之往復運動轉變為為動能再輸出動力，而渦輪發動機則是直接產生轉動動力帶動壓縮機，剩餘的燃氣則通過尾管(nozzle)排出，利用牛頓第三定律以產生推力。因渦輪發動機直接產生推力，因此效率較往復式發動機佳。一般而言，噴射發動機內部燃燒空氣所產生動力約有 75%是用於帶動壓縮機，其餘 25%動力才作為推動航空器推力。



圖六、典型軸流式渦輪噴射發動機工作原理說明(1 - 吸入, 2 - 低壓壓縮, 3 - 高壓壓縮, 4 - 燃燒, 5 - 排氣, 6 - 熱段區域, 7 - 渦輪機, 8 - 燃燒室, 9 - 冷段區域, 10 - 進氣道)

五、渦輪發動機附件

渦輪發動機除上述進氣道，壓縮機，燃燒室，渦輪、排氣尾管等五大主要組件外，為使發動機能平順運作且提供穩定之動力，尚須包含其它附件次系統，渦輪發動機

附件次系統簡介如下：

1. 燃油系統(fuel system)

與滑油系進行熱交換，也是壓縮段可變導片的工作用油，火災通常都是因此系統受損所致，但不見得就是失事的肇因。

2. 滑油系統(oil system)

主要功能為供應及分配滑油至各軸承及附件齒輪箱中。滑油系統有 HOT TANK 及 COLD TANK 兩類。

3. 壓縮段可變導片(variable guide vane)及可變靜子(variable stator)

壓縮段可變導片及可變靜子首見於 GEAE 公司之 J79 發動機上，其功用係考慮不同發動機轉速(如暫態-transient)時仍保持進氣之最佳空氣動力情況，並防止發動機在極端飛行條件下失速熄火。導片行程由電子控油單元(EEC)依壓縮器轉速(N1)及進氣溫度等參數進行控制，並以燃油做為行程控制之液壓驅動油。隨發動機科技演進，目前可變導片及可變靜子已廣泛應用於大小各類型發動機中。

4. 附件齒輪箱(gearbox)

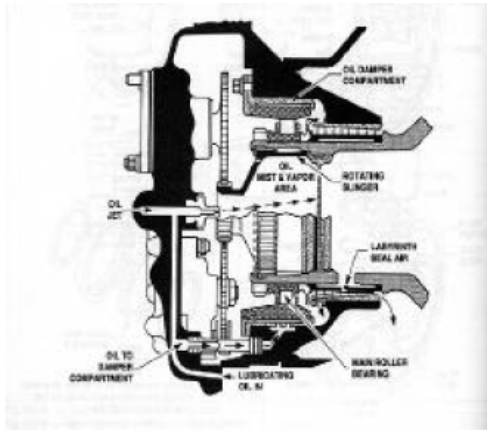
齒輪箱傳動各輔助系統，諸如燃油加力泵、滑油泵、液壓泵及定速發電機等，其動力引自發動機之壓縮段經一系列大大小小、橫豎不等的齒輪帶轉而來。齒輪箱內還有另一組各式不等的齒輪以對不同的附件提供適當的轉速比。

5. 控油器單元(fuel control unit)

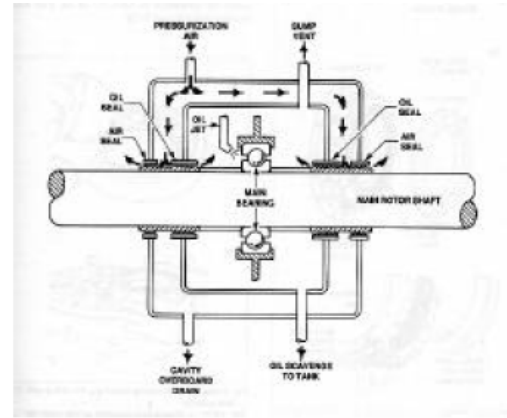
控油器實為發動機靈魂之所在，控油器已從傳統的液壓機械式(FCU)、機械電子式，演進到目前流行之全權數位式(FADEC)控油單元。雖然燃燒理論演進及燃油控制科技一日千里，使用數位控油後可監控參數也大量增加，使燃油燃燒效率大幅提昇、降低油耗，但控制發動機之基本邏輯事實上並無太大變化。

6. 發動機軸承(bearing)

發動機本身除了承受內外輻向應力之外，還須承受前後的軸向應力。輻向應力多由壓縮機架與渦輪機架承擔，推力軸承則負責抵抗強大的軸向應力。這些軸承不但負責支撐轉子組零件，並使這些組零件保持原先設計的輻向與軸向間隙。至於軸承的位置及設計應力，則又依製造廠家而有不同的設計概念。一般可分為滾柱軸承與滾珠軸承兩種(參見如圖六、七)。



圖六、滾柱軸承

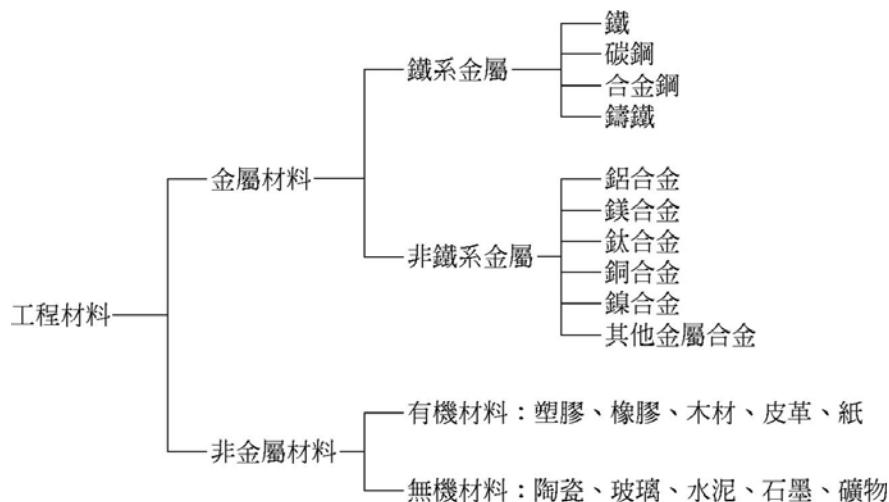


圖七、滾珠軸承（推力軸承）

六、發動機材料選擇

如前所述，渦輪發動機之工作原理為將空氣壓縮後噴入燃油燃燒膨脹，由尾端排氣產生推力(thrust)。隨著燃油成本快速增加，為提昇發動機燃燒效率，需設法提昇燃燒後之空氣溫度，而高溫高速氣流對於渦輪零件材料將產生高溫氧化(high temperature oxidation)及熱腐蝕(hot corrosion)、硫化(sulfidation)等種種問題，因此選擇發動機零組件材料時，主要的考量因素為耐熱性及材料強度。

基本上發動機零組件之選用係考量其零組件之操作環境(熱段或冷段)，大致可分為金屬材料、非金屬材料，無論何種材料，至少須具備質輕、強度夠，或是加工性或耐熱性等其中一項優點，這些材料都是隨著對於發動機性能需求提昇所導致材料需求而逐步研發出。工程材料之分類整理如圖八，另發動機使用之金屬及非金屬材料則簡介如后。



圖八、工程材料分類整理

1. 金屬材料

發動機零組件主要使用金屬材料，一般而言佔 75% 以上。金屬材料為目前用量最多的工程材料，具可承載高負荷、耐熱、種類及產量多、易於加工或成形、價格方面相對於同等級的其他材料較為便宜等特點，而工業界對其特性也較了解。

常用之金屬材料分為鐵系金屬(Ferrous metals)和非鐵系金屬(Nonferrous metals)兩類。鐵系金屬以鐵元素(Fe)為主要成分，包括鐵和碳鋼、合金鋼及鑄鐵。非鐵系金屬係指鐵元素以外的金屬為主要成分的材料，例如鋁、鎂、銅、鎳、鈦及其合金等。幾種常用於發動機之金屬材料簡介如下：

A. 不鏽鋼(Stainless steel)

含鉻 11% 以上之鋼材之總稱，為一種耐腐蝕、高強度之航空材料，耐腐蝕及耐金屬疲勞特性優，但不耐高溫，於攝氏 650 度以上性能快速惡化。

B. 低合金鋼(Low alloy steel)

為鋼材加入碳元素並添加少量金屬元素(8% 以下)後強韌性增加所形成之一種高張力鋼，廣泛使用為飛機材料。低合金鋼中以 AISI 4340 最具代表性，特性為強韌、高強度又可調整，在現今航空材料當中屬材質強度最大的一種，因此常見於需要高強度之發動機組件(如傳動軸)上。

C. 鋁合金(Aluminum alloy)

鋁合金比重只有軟鋼三分之一，因質輕、強度夠，故廣泛使用於飛機蒙皮或結構部份。其中具代表性的是 2024 系列航空用鋁合金（鋁為主成份，並含銅、錳、鎂等材質）及 7075 系列航空用鋁合金（鋁為主成份，並含鋅、銅、鎂、鉻等）。這兩種均為高張力、拉力之航空鋁合金。近年來新研發鋁合金則包括 7055、7150、C188 等系列。鋁合金除使用於機身蒙皮、機身主樑、機體縱樑、主翼翼樑結構及蒙皮外，多應用於發動機之冷段，如風扇外罩等部位，另飛彈或無人載具使用之發動機因壽命要求短或操作溫度低等特性，部份亦採用鋁合金應用於其發動機熱段；如渦輪葉片等部位。

D. 鎂合金(Magnesium alloy)

鎂合金比鋁合金更輕，比重只有鋁合金的三分之二，在實用合金中重量最輕，多使用於飛行控制面上。因飛行控制面不需太大荷重但又需適度的材料厚度。因鎂合金缺乏耐腐蝕性，較少採用為發動機材料，目前應用於發動機齒輪箱罩等鑄造件上。

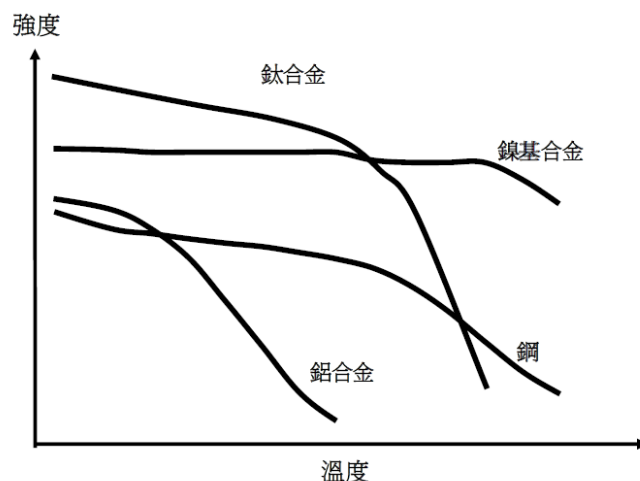
E. 鈦合金(Titanium alloy)

鈦合金雖比鋁合金重，但拉張力強度為其 2 倍，與特殊鋼材相近，且具耐腐蝕性與耐熱性。但其原料昂貴、不易加工，故多使用於發動機高溫部位，如高壓渦輪(HPT)或發動機尾管處結構。近年隨鈦合金加工技術發展，鈦合金之使用範圍已逐步增加，民航機為減少機身體積增加後重量，目前常採用部份鈦合金來取代鋼材，運用相當成功。

F. 耐熱合金(Heat resisting alloy)

係指耐溫超過攝氏 650 度以上，且仍耐腐蝕且具高強度之合金總稱，亦稱為超合金。如前所述，噴射發動機渦輪進氣溫度越高將使效率與推力越高，追求高效率與高推力的結果造成對於耐熱合金的需求日殷。目前耐熱合金主要用於噴射發動機燃燒室、高低壓渦輪、尾管等高溫部位。現今常使用耐熱合金包括鎳基與鈷基耐熱合金，可耐高溫達攝氏 1200 度左右。如 PWA JT-9D 發動機中，燃燒室部份使用鎳基(如 Hastelloy 系)合金，高低壓渦輪部份使用鎳基(如 Inconel 系)與鈷基耐熱合金。發動機熱段常採用鎳基合金，其原因係由於鎳於氧化後會於零件表面形成保護層，故鎳鉻基合金比鈷基合金更耐高溫，使用壽命可增加達 5 倍之多。但鈷基合金抗熱腐蝕能力則優於鎳鉻合金，故熱段零件材料的選用仍須進行多方面考量再行確定。

發動機常用各項金屬材料溫度與強度變化示意圖如圖九所示。



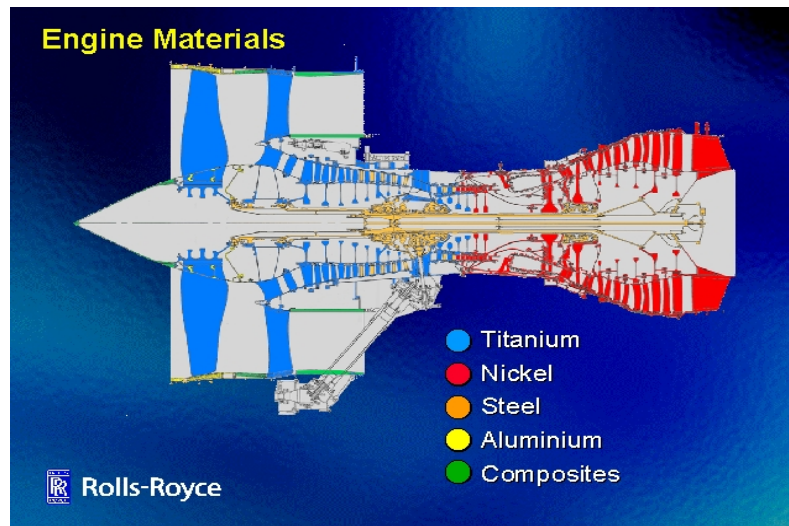
圖九、發動機常用金屬材料溫度與強度變化特性示意圖

2. 非金屬材料

航空用之非金屬材料包括塑膠材(如鐵弗龍-Teflon)、玻璃纖維(glass fiber)、合成橡

膠(synthetic rubber)及複合材料(composite material)等，其中以複合材料較常應用於發動機上。

複合材料是將異質的材料合成出單一材質所無法得到之強度特性之材料。主要分份為強化材(reinforcement)和基材(matrix)。強化材用以提供強度，其形式有纖維狀、顆粒狀或板狀。基材用以將強化材結合在一起，並提供韌性及保護強化材等功能。如以基材種類進行複合材料分類，則可分為塑膠基複合材料(polymer matrix composite, PMC)、金屬基複合材料(metal matrix composite, MMC)及陶瓷基複合材料(ceramic matrix composite, CMC)等三種。其中 MMC 以鋁、鎂、鈦等為基材，以石墨、鎢等為強化纖維，目前常採用為發動機熱段零件。圖十為發動機各部位常見使用材料示意圖。



圖十、發動機各部位常見使用材料示意圖

七、發動機失效模式簡介

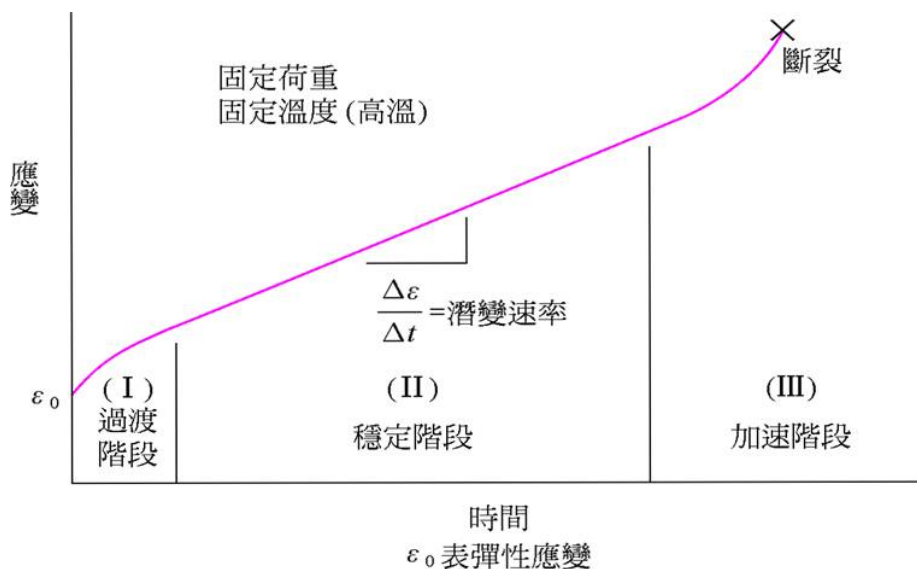
本次訓練另一重點為講述可能導致發動機失事之發動機失效模式(failure mode)，以下介紹發動機常見之幾種失效模式。

1. 潛變(creep)

通常金屬材料在一定的應力與溫度之下，需達到它的降伏強度(yield strength)後才會開始產生塑性變形(plastic deformation)。但隨著溫度升高，材料可能在所承受固定應力尚未達到原本室溫時降伏強度前就會產生塑性變形。這種由於溫度影響使材料在未達到塑性變形應力時就產生變形之現象，稱為潛變。潛變不像脆性斷裂，並不會在應力作用下突然斷裂，其特性是應變會在長時間應力作用下慢慢累積增加，至材料斷裂為止。說明如下：

金屬材料於高溫及固定應力產生之材料伸長率(應變)與時間對應關係稱為潛變曲線(參見圖十一)。潛變曲線隨承受應力時間累積可分為三個階段，第一階段先產生瞬間潛變，連續下降之潛變速率為其特點；亦即潛變曲線斜率隨時間而減小。此時材料受到潛變阻力增加變形較困難。第二階段潛變(又稱穩定潛變)時，其變形速率是固定，亦即應變-時間為線性關係。此潛變階段通常時間最長。至第三階段時材料變形將加速，最終導致材料斷裂。

發動機渦輪葉片係設計於高溫及高轉速下長期運轉。因渦輪葉片工作溫度高，故材質常採用耐熱合金。但渦輪葉片轉動時亦同時承受離心力及剪力，受力狀態複雜，而耐熱合金在高溫及高離心力下容易產生潛變，進而導致渦輪葉片變形。過去渦輪葉片採用多晶合金，如晶格結構有缺陷，將於缺陷處先斷裂，並進而產生潛變。故先進發動機之渦輪葉片目前多已改採單晶(single crystal)合金，消除晶界後，可再提昇渦輪葉片操作溫度，降低潛變機率，並提高葉片疲勞壽命。



圖十一、典型金屬材料潛變(creep)潛變曲線(應變與時間關係圖)

2. 疲勞(fatigue)

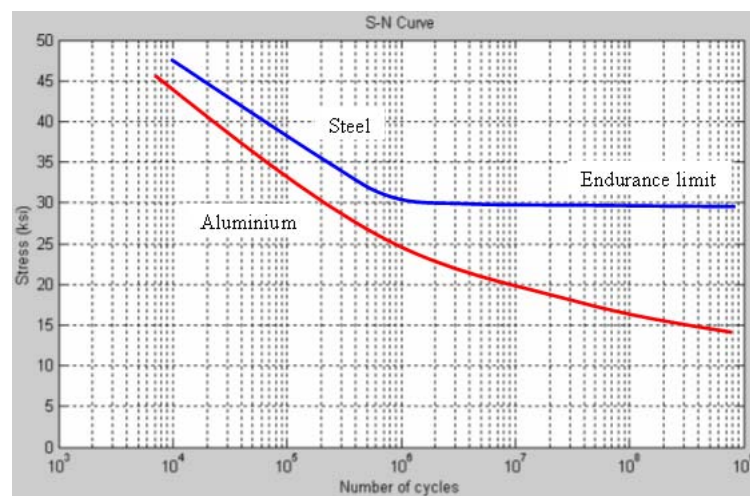
疲勞係指材料長期受反覆方向但低於降伏強度之應力時，材料受力部份無法負荷其往復變形因而產生破壞之現象。這是機械零件長時間使用的主要失效形式。

金屬材料之疲勞依其承受週期應力大小(stress)和週期數(cycles)特性可以用應力-週期圖(S-N diagram，如圖十二)表示，依其疲勞特性一般可概分為兩大類，說明如下：

第一種 S-N 曲線適用於鐵合金和鈦合金，其特性為承受週期應力愈高，材料在失

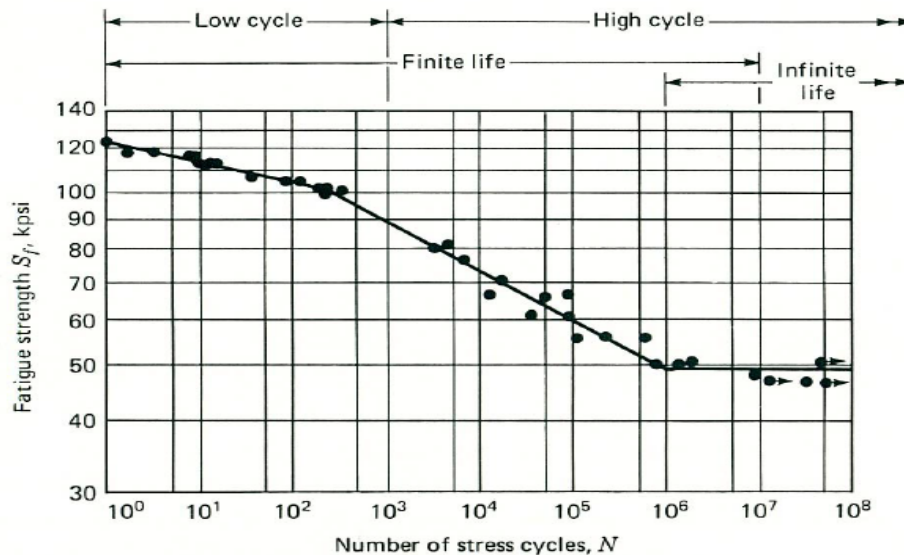
效前所能承受的週期數愈少，但當承受低於疲勞極限 (fatigue limit or endurance limit)週期應力時，即使累積承受高週期應力(N)仍不會產生疲勞失效現象，因此 S-N 曲線在高週期值時變成水平，或稱具極限應力水準。極限應力係為材料累積許多周期應力後，材料仍不會產生疲勞破壞之最高周期應力。

第二種 S-N 曲線常見於大部分非鐵合金(如：鋁、銅、鎂等)，其特徵為沒有明顯的極限週期應力，因此隨使用週期增加，其 S-N 曲線將持續下降，意即當承受高週期應力時產生疲勞時間短，低週期應力時則可承受較長時間，但無論週期應力大小最終仍將產生疲勞現象。對這些材料，一般以某一特定週期時之疲勞強度應力(fatigue strength)定義其疲勞極限。



圖十二、金屬材料之兩種不同型態之疲勞特性 S-N 圖(承受週期應力 vs.週期)

無論材料其疲勞特性屬何種型態，當承受高應力時均可能於低週期時產生疲勞。由於渦輪發動機壓縮段及渦輪段於高轉速下長期運轉，並承受極高應力，故衍生出低週期疲勞(low cycle fatigue-LCF，參見圖十三)問題。因此現行民航用發動機設計標準(如 FAR33.70)要求渦輪發動機須透過測試或應力分析等方式針對失效後影響安全之零組件；包括轉動件(如壓縮及渦輪轉子)及主要結構件(如傳動軸、壓縮機盤及渦輪盤等)等建立壽限件清單(life-limited parts list)，並明訂可容許使用週期，此為執行發動機驗證時之審查重點之一。航空器使用人則須據以建立壽限件管制計劃，於各項壽限件使用週期到達前完成更換工作，以確保安全。



圖十三、典型鐵合金疲勞特性 S-N 圖(注意當承受高應力時將衍生 low cycle fatigue 問題，影響使用壽限)

3. 疲勞腐蝕(corrosion fatigue)

疲勞腐蝕為一種因操作環境所發生的腐蝕，與反覆荷重所產生的疲勞相互作用的結果，所引起材料疲勞的一種型態。在這種狀況下，材料比給予同一週期應力更早，或於更低之週期應力就產生疲勞破壞。一般受到腐蝕部份本身為應力集中源，同時又受到週期應力，故腐蝕作用較易滲透到材料之結晶構造所致。

4. 熱腐蝕(hot corrosion)

熱腐蝕又稱為硫化(sulfidation)，屬於具侵略性腐蝕(aggressive attack)，常見於渦輪發動機渦輪段進氣導片(Turbine Guide Vanes)及渦輪轉子葉片(rotor blades)。其肇因係因由燃燒室(Combustion Chamber)排出高溫氣體所造成的高溫氧化，加上燃油內的硫(Sulfide)及吸入空氣的污染物如海鹽(氯化鈉)等，所形成硫酸鈉(Na_2SO_4)一種複雜腐蝕機構。我國近年即發生疑似因空氣污染嚴重造成高壓渦輪葉片熱腐蝕，進而導致發動機空中熄火報告。圖十四為常見之熱腐蝕狀況。

對於疲勞腐蝕及熱腐蝕問題，目前常見之因應方式為於材料表面增加一抗疲勞腐蝕及熱腐蝕塗層(coating)，以隔離材料與腐蝕源。



圖十四、渦輪發動機熱段熱腐蝕現象

5. 發動機失速(stall)及喘振(surge)

渦輪發動機由進氣道吸進空氣進行整流及通過壓縮機(compressor)壓縮後再行燃燒後產生推力，若氣流不平順，於經過壓縮機時可能於部份轉子葉片區域產生stall(失速)，這種現象與飛機因飛行攻角(AOA)過大所產生之機翼翼面失速現象原理相同。壓縮機失速亦可能起因於葉片受損、飛機作大角度動作、吸入異物(FOD)、遭遇亂流、後方渦輪失效或高低壓轉軸匹配不良(mismatch between N1 and N2)所致。壓縮機轉子葉片失速通常會快速擴散至整個壓縮段，整段壓縮段葉片均失速時稱為壓縮機喘振(compressor surge)，喘振發生時將損害氣流壓縮效果，導致氣流不順或間斷及巨大噪音。如未妥善因應，可能導致其後方高壓氣體前移動使動力瞬間喪失、振動量變大，造成發動機損傷，嚴重時並將導致發動機回火。

6. 發動機轉動件失效

渦輪發動機之轉動件部份；包含風扇(fan)、高低壓壓縮機(HP 及 LP compressor)及高低壓渦輪(HP 及 LP turbine)係設計長時間操作於高轉速，雖然進行發動機設計時已進行詳細之應力分析計算，轉動部位零組件並須通過模擬實際操作條件(需包含起飛、爬昇、巡航、下降、落地等各階段)之耐久性測試(endurance test)，但仍無法完全防止轉動件因疲勞、潛變、FOD、轉子動力不平衡、超速、腐蝕或失速/喘振等所造成之高動能破片脫離。此時若發動機外罩無法將之包容(contain)，高動能破片向外射出將可能造成發動機本體、機身及機上人員傷害。圖十五為發動機轉動件(渦輪盤)失效後高能破片脫離實例照片，該發動機失效後外罩成功包容住脫離之渦輪盤高能破片，使其不致向外射出，造成危險。

為期將發動機高能破片造成之風險降至最低，以確保飛行安全，目前民航發動機適航標準(如 FAR33.94-Blade containment and rotor unbalance tests)要求渦輪發動機開發廠商須透過測試或分析，證明設計之發動機於最大轉速操作時發動機外罩仍可包容住失效之壓縮機、風扇及渦輪葉片破片或轉子盤(rotor disc)而不向外射出，且不致造成火災。另一方面，民用運輸類飛機之設計標準(FAR25.903(d)(1))

則要求需進行高能轉子破片影響評估，在假定發動機外罩無法包容失效之發動機轉動件破片之前提下，分析具特定尺寸、射出角度及能量之發動機破片於射出後可能之軌跡圖，以評估當破片射出時之影響。當發現可能對飛機、機上人員或其它發動機造成損傷時，則需進行設計變更，以排除風險。可能的改善措施則包括：增強保護(shielding，如於機身蒙皮上可能受撞擊處增加保護鋼板)、增加備份系統(redundancy，如增加液壓系致動器數量)、或變更可能受撞擊系統或零組件(如液壓管線或飛操面控制鋼繩)位置等。詳細評估流程可參見 FAA 民航通告編號：AC 20-128A-Design considerations for minimizing hazards caused by uncontained turbine engine and auxiliary power unit rotor failure，在此不再累述。



圖十五、渦輪發動機轉動件(渦輪盤)失效後高能破片脫離實例

一個有趣的現象為現行民航適航標準僅要求發動機本體及航空器設計時須考慮發動機高能破片射出造成之風險，但對於螺旋槳卻無相對應要求，圖十六為一螺旋槳葉片失效後向外射出之實例照片，該螺旋槳葉片破片因無外罩保護，高能破片直接射中機身。對於螺旋槳為何無相對包容要求，本次就此請益講師，講師亦不知原因。可能的解釋為一般螺旋槳均為低轉速轉動，以避免發生葉尖失速，或造成超音速區導致震波產生，影響性能，故破片射出時速度較低。但因螺旋槳葉片通常質量較壓縮機及渦輪葉片重上許多，故雖轉速較慢，但脫離時之射出動能仍相當可觀。針對螺旋槳是否有必要比照發動機建立相關高能破片包含要求，建議未來可透過失事及意外事件紀錄分析進行後續研究。



圖十六、渦輪發動機螺旋槳葉片失效後高能破片脫離實例

八、發動機失事現場調查

無論失事的起因為何，在失事現場對發動機進行綿密檢視的目的在於確定案發當時發動機運作是否正常或當時運轉的轉速及推力為何。詳細觀察失事現場環境的細微變化及發動機殘體為調查工作的前期作業，觀察須掌握三個要素為

1. 程度 MAGNITUDE
2. 特性 CHARACTERIATIC
3. 分佈 DISTRIBUTION

三個要素確實掌握後，再對細節進行仔細的調查分析，以確定最可能之事故肇因。在進行現場調查時，失事調查人員應就現場各種位置、情況、撞擊情形一一予以照相、測繪或利用 GPS 衛星定位系統進行殘骸標定。從第一現場的撞擊坑、長、寬、高以及機體發動機解體的程度、散佈面積、特定機件位置及其相關位置等都可以作為調查判斷時的參考。

根據現場情況，可以簡化為五項撞擊因素，分別是(1)空速 (2) 地形(3) 角度(4) 飛機撞擊時姿態(5) 撞擊時發動機轉速等，經整理後作成表列如下：

空速	撞擊地形	撞擊角度	飛機角度	發動機轉速
高	硬	45°/90°	0°	高
中	適中	0°/45°	90°	中
低	軟	平直±5° +30°/0°	180°	低

表一、發動機失事調查時撞擊地面調查因素及其分類

依據本次課程內容，進行發動機失事現場調查之各項參數判別準則簡介如下：

1. 如何評估撞擊地面時之撞擊力(impact force)

當發動機以低撞擊力撞擊地面時，通常發動機不致與機身分離，且基本上發動機結構、附件及其固定(mount)均能保持完整，雖然發動機外罩可能有產生位移但位移應不嚴重，發動機外罩如為軟性合金材質(如鋁或鎂合金)則可能仍有破損現象。

相較於低撞擊力撞擊，當發動機以高撞擊力撞擊地面時，通常發動機將與機身分離，發動機結構可能分裂為數塊，附件則常與發動機分離，發動機外罩並可能有明顯軸向位移產生，另渦輪盤可能有明顯變形現象。

2. 如何評估撞擊地面時之發動機轉速(rpm)

依據判別之發動機撞擊力大小，可透過觀察壓縮機段、渦輪段、傳動軸及軸承之損傷情況判斷其撞擊時發動機轉速。低撞擊力時發動機轉速判別方式可參考表二，高撞擊力時發動機轉速判別方式則整理如表三。

	高轉速(HIGH RPM)	低轉速 LOW RPM	未運轉(NO RPM)
壓縮機段 (compressor)	Relatively minor damage	Relatively minor damage	Relatively minor damage
	Uniform pattern of damage	Non-uniform damage, likely to be localised at impact area	Non-uniform damage, likely to be localised at impact area
	Will probably coast down normally if undamaged	Will probably coast down normally if undamaged	
	May show extensive ingestion of foreign material – check bleed ports and components	Very little ingestion	No ingestion, openings may be packed
	Compressor rotors usually remain with the engine	Compressor rotors remain with the engine	Compressor rotors remain with the engine
	Little or no blade/stator interference, may show minor peening	No blade/stator interference or peening	No blade/stator interference or peening
	May show slight rotor / stator bending, will be uniform	May show slight rotor/stator bending, probably non-uniform	No bending
	May show slight machining and tip discoloration	May show gouging	Little or no gouging, may show
傳動軸 (shaft)	Shafts unlikely to fail in torsion unless a rotating unit stops suddenly	Shafts may bend	Shafts may bend
軸承 (bearing)	May show no damage patterns	May show no damage patterns	May show true brinnelling
渦輪段 (turbine)	Discs usually remain with engine	Discs usually remain with engine	Discs usually remain with engine
	Discs fractured at impact may show oxidation		Turbine rotor blades may make tip impact marks

表二、發動機失事發動機轉速判別方式(低撞擊力時)

3. 如何判斷撞擊角度(impact angle)

撞擊角度是一項有可能明顯觀察到的現象。一般來說，若是大角度筆直地栽向地面，特徵是軸向陷縮以及發動機結構強烈受損。殘骸的主要部份因能量集中的關係會保持在撞擊坑或附近。若是小角度撞擊則會產生軸向變形，愈接近第一次碰撞點其損壞愈嚴重。若是飛機本身已進入淺平螺旋或是倒螺旋中，因低能量和低G力只會造成發動機機匣的輕微變形。最後一個是仰角撞擊，此乃因飛機在撞擊

時處於高攻角狀態，發動機尾管首先擦擊地面，其損壞特徵為結構輻向變形，愈靠進尾管的機匣損壞愈嚴重。





	高轉速(HIGH RPM)	低轉速 LOW RPM	未運轉(NO RPM)
壓縮機段 (compressor)	Major damage throughout	Major damage localized at impact area	Major damage localized at impact area
	Generally uniform damage	Generally non-uniform damage	Generally non-uniform damage
	Very little ingestion of foreign material	Very little ingestion of foreign material, may be clumped	No ingestion, material may be packed into openings
	Compressor rotors may separate from the body	Compressor rotors probably stay with the body	Compressor rotors stay with the body
	Extensive rotor / stator interference, may show metallization		
	Rotor blades uniformly bent / broken / sheared opposite direction of rotation	Rotor blades / stators bent / broken non-uniformly	Rotor blades / stators bent / broken non-uniformly
	Stator bending in direction of rotation		
	Machining in compressor – may show blade tip discoloration	Gouging more likely than machining, no tip discoloration	Little or no gouging, may show rotor tip imprints
傳動軸 (shaft)	May fracture or shatter	May fracture or shatter	May show true brinelling
軸承 (bearing)	Will probably show torsional failure. Splines may show twisting. Check direction of twisting is consistent	Shafts may fail in bending or compression	Shafts may fail in bending or compression
渦輪段 (turbine)	Discs may separate from engine. Discs may bend and/or chunk or stretch. (Parts recovered)	Discs usually remain with engine. Discs may fracture or bend	Turbine rotor blades may cause blade tip imprints

表三、發動機失事發動機轉速判別方式(高撞擊力時)

4. 如何判斷撞擊時發動機推力輸出(thrust output)

撞擊發生時之發動機輸出可依其壓縮段及渦輪段損傷狀況進行初步判斷。其判斷

準則可參考圖十七說明。

<p style="text-align: center;">Engine Thrust Output at Impact (Low Thrust - High Angle Impact)</p> <ul style="list-style-type: none"> • Compressor <ul style="list-style-type: none"> - Non-uniform bending ("Z") - Spacers show imprint of tips - Case bent or shattered - Rotors Unstacked - Little or no ingestion • Turbine <ul style="list-style-type: none"> - Shaft bent, not sheared - Blades not bent or uneven bending - Little machining <p style="text-align: center;">FOD</p> 	<p style="text-align: center;">Engine Thrust Output at Impact (Low Thrust - Low Angle Impact)</p> <ul style="list-style-type: none"> • Compressor <ul style="list-style-type: none"> - Blades not bent or uneven - Blade imprint on case - Little case damage - Little FOD ingestion • Turbine <ul style="list-style-type: none"> - Blades not bent or uneven - Tip imprints on shroud - Disk rub - Little or no shaft damage 
(a)高角度撞擊、低推力輸出	(b)低角度撞擊、低推力輸出
<p style="text-align: center;">Engine Thrust Output at Impact (High Thrust - High Angle Impact)</p> <ul style="list-style-type: none"> • Compressor <ul style="list-style-type: none"> - Blades severely bent and broken - Stators torn out - Christmas tree effect - Shaft sheared - FOD limited to compressor • Turbine <ul style="list-style-type: none"> - Shaft may shear - Blades bent or broken - High speed rub - Disk failure 	<p style="text-align: center;">Engine Thrust Output at Impact (High Thrust - Low Angle Impact)</p> <ul style="list-style-type: none"> • Compressor <ul style="list-style-type: none"> - Blades broken to small fragments - Scoring and Peening - Considerable FOD ingestion - Case rupture from jammed blades • Turbine <ul style="list-style-type: none"> - Blades bent - Shaft bent; Not sheared - High speed shroud rub - FOD may reach turbine 
(c)高角度撞擊、高推力輸出	(d)低角度撞擊、高推力輸出

圖十七、發動機失事時發動機推力輸出判別方式示意圖

5. 如何判斷撞擊時發動機材料是否有疲勞現象

依據撞擊發生後發動機零組件之破壞斷面可判斷是否為撞擊造成或於撞擊前即產生疲勞破壞。如為撞擊造成往往會形成尖銳斷面。因斷面為新產生，如無火燒現象時，斷面處應無氧化現象。如為疲勞破壞，則斷面處將存在明顯之海灘現象(bench mark)，亦即類似沙灘與海水交界處因受海浪重覆洗刷於沙灘上形成一層層之疊層現象。圖十八為兩疲勞破壞所造成斷面海灘現象實例。



圖十八、疲勞破壞所造成斷面處海灘現象(bench mark)實例說明

6. 是否為空中失火或為撞擊地面產生失火

是否為空中失火抑為地面失火可由直觀看出，飛行中高速氣流會促成更高的油氣混合比，故火焰溫度極高，往往連不銹鋼、鈦合金等金屬都有熔化的跡象，另可以由合金受熱顏色來判別火場溫度。若是在撞擊後才發生火災，只能造燃燒鋁合金，機身鋁皮會燒成細細的粉齋狀。同時失火時的煙跡也是一項判別受力變形先、撞擊先或抑是火災先的好線索。有火災發生跡象時判斷是否為空中失火抑為撞擊地面後產生之判斷準則可參考表四及圖十九。

空中起火(IN-FLIGHT FIRE)	撞擊後起火(POST-IMPACT FIRE)
Intense heat, may exceed 3000F	Less intense heat, typically 1600-2000F
Smoke and soot follow airflow (note: smoke and soot will not adhere to surfaces at over 700F)	Smoke and soot go upwards or with prevailing wind
Smoke and soot patterns are consistent across adjacent surfaces when reassembled	Smoke and soot patterns are not consistent across adjacent surfaces when reassembled
Pieces of metal crumpled at impact, when opened out, may show smoke or soot on inside surfaces	Pieces of metal crumpled at impact, when opened out, should not show smoke or soot on inside surfaces
Molten metal follows airstream and may adhere to leading edges of components downstream	Molten metal goes downwards and may puddle on cooler surfaces
Heat softened metal (aluminium) may 'broomstraw' on impact	
May find burned wreckage outside the post-impact fire area	
	Smoke and soot may show outlines from foreign objects (leaves, twigs, other aircraft wreckage)

表四、發動機失事時判斷空中失火抑為撞擊地面後起火準則之一

Fire Evidence

<u>Evidence</u>	<u>In-Flight</u>	<u>Ground</u>
Fire Temperatures	Above 3000°F	1400-2100°F
Flow Pattern	Airstream	Random
Soot Pattern/Shadow	Airstream	Random
Reconstruction Pattern	Continuous	Random
Scratches	On Soot	Under Soot
Metal Drops	Airstream	Gravity
Parts Outside Ground Scars	Burned/Sooted	Clean
Crumpled Parts (Inside)	Burned/Sooted	Clean
Protected Parts	Burned/Sooted	Clean
Fracture Edges	Clean	Burned/Sooted

圖十九、發動機失事時判斷空中失火抑為撞擊地面後產生火災準則之二

九、燃油系統安全提昇探討

當航空器失事時，經常因發動機燃油箱或油管破裂燃油外洩引起火災而並造成重大傷亡。本次課程中對於發動機燃油系統安全提昇措施及其立法現況亦進行說明。

依據 FAA 之統計數據，在所蒐集 1,317 次直昇機失事紀錄中，僅有 8.7% 發生火災，但卻有 60.4% 人員死亡係由燃油外洩起火所造成，在這些失事後火災有 78.5% 是起因於燃油箱或燃油管破裂。

由上面的數據中可發現，燃油外洩起火是航空器失事後造成乘員死傷的主要因素，因此為增加航空器失事後乘員存活率，除了加強結構外(如裝置 16G 座椅)，另一重點是提昇燃油系統的抗撞能力，設法減少燃油因燃油系統破裂而洩出起火之機率。

抗撞燃油系統(CRFS-Crashworthiness resistance fuel system)之研究起於 1948 年，NACA(NASA 前身)及 CAA(FAA 前身)曾對當時使用中之航空器燃油系在加速、減速等條件下進行碰撞測試，NACA 的結論是當時沒有任何油箱是抗撞的，因此建議應進行油箱抗撞能力提昇之研究。美國軍方則自 1950 開始對 CFRS 裝置的研發，建立了相關的軍用規範 MIL-T-27322(目前已 updated 至 B 版)，建議在燃油系統裝置橡皮油箱、自封油管接頭，可變形油管等抗撞零組件，美國軍方並於 1970 年開始在軍用直昇機上裝置 CFRS。

依據美國軍用直昇機 1970~1976 的使用紀錄，直昇機裝置具抗撞能力之燃油系統後，發生失事時可有效減少約 75% 的人員灼傷機率，而因起火死亡人數則降為零。證明加裝 CFRS 可有效提昇乘員的存活率。

由於軍方的使用紀錄證明直昇機裝置 CFRS 後可大幅提昇安全，FAA 於 1990 年提出將 CFRS 要求加入 FAR27 及 FAR29 之立法草案 NPRM90-24，並於 1994 年正式公佈為 FAR27.952 及 FAR29.952，要求之後所有申請驗證的直昇機其燃油系統都必需證明具抗撞能力。

將 CFRS 加裝至定翼航空器上始於 1985 年，FAA 發佈立法草案 ANPRM 85-7，徵集航空業界對通用類航空器適航標準(FAR23)中加入 CFRS 條款的意見，四年後(1989 年)後提出 ANPRM89-11 對運輸類航空器(FAR25)加裝 CFRS 之立法建議，1990 年納入各方意見後提出 ANPRM 85-7，建議在燃油系統裝置與軍用直昇機類似之橡皮油箱、自封油管接頭，可變形油管等抗撞零組件。可是 FAA 卻在 1999 年自行取消了在定翼機加裝 CFRS 的立法，理由是”評估後之潛在利益不符成本考量”。

據筆者此次上課與講師、同學討論結果，在直昇機上加裝 CFRS 的強制要求已對直昇機製造商造成很大的技術及成本壓力，由於直昇機一般皆採用鋁合金為燃油箱材料，往往無法通過 FAR29.952 或 FAR27.952 中 50 呎垂直碰撞試驗的要求，因而必需變更油箱設計，如增加油箱壁厚度，或加強油箱周遭結構保護，或改採軟式油箱(如橡皮油箱)，此導致直昇機重量及驗證成本的增加。由於一般定翼機之飛航速度及機身體積都遠大於直昇機，且失事時撞擊地面時之撞擊模式及應力分佈也更為複雜，因此如果在 FAR23 及 FAR25 加入燃油系統抗撞要求，以現有之技術能力，各家固定機航空器廠商所設計之飛機可能在短期內皆無法滿足要求，筆者推測這可能是 FAA 最後決在定翼機航空器適航標準中暫不加入抗撞要求的主要原因。

伍、建議

筆者本次奉派參加之「渦輪噴射發動機失事調查」訓練為四週失事調查訓練之第三週課程，授課內容雖僅限渦輪噴射發動機，但是講授內容提供筆者許多平常執行檢查工作較少涉及領域，實可謂收穫良多。但因本項訓練為四週失事調查訓練之第三週課程，而部份實務課程如失事殘骸現場鑑定等係安排於第四週上課，致未能躬逢其盛，相當可惜。建議爾後派員參與類似失事調查訓練時儘量安排足夠時間，接受完整訓練。

Student	Address	Phone/Email	Fax
Håvard Lundstrøm Royal Norwegian Air Force Pilot, SFTO Norway	RNoAF SFTO 137 LV-Rygge Flyplassveien 300 Rygge 1570	004795270448 hlundstrom@mil.no acrosport1@gmail.com	 Event ID 338755
Jan Syrtveit Royal Norwegian Air Force Captain Norway	137 Lv avd Sola postboks 69 Sola 4097	0047 51348608 jsyrtveit@mil.no	0047 51348502 Event ID 338617
Johan Marthinus Fourie South African Air Force Legal Advisor Republic of South Africa	SAAF HQ Private Bag X199 Pretoria Gauteng 0001	0027827814853 0027123121114 johan@childlaw.co.za	0027023122498 Event ID 338736
Scott Wake Royal Australian Navy Chief Petty Officer Australia	FASC, COMFAA HMAS Albatross Nowra Hill NSW 2540	+61 2 4424 1251 0439488637 scott.wake@defence.gov.au scottwake28@gmail.com	+61 2 4424 1604 Event ID 338775
Yusuf Ince Turkish National Police Training Division of Aviation Department Pilot Inspector Turkey	HAVACILIK DAIRE BASKANLIGI POLIS AKADEMISI KAMPUSU GOLBASI ANKARA 06830	+90505 256 1016 +90312 412 5638 yusufince98@yahoo.com	+90312 499 7106 Event ID

Student	Address	Phone/Email	Fax
Zih-Shin Lin	340, Dun-Hua North Rd (Taipei Airport)	886-2-23496327	886-2-23496071
Civil Aeronautics Administration, MTOC Flight Standards Division Aviation Safety Inspector	Taipei		
Taiwan, ROC	10548	simon@mail.caa.gov.tw	Event ID 338777