

出國報告（出國類別：進修）

「飛航事故之電子系統調查訓練」
出國報告

服務機關：國家運輸安全調查委員會

姓名職稱：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12月01日至113年12月08日

報告日期：113年02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.....	2
三、訓練課程重點內容與心得.....	4
3.1 電子系統概述.....	6
3.1.1 航空電子設備 (Avionics).....	6
3.1.2 通訊系統 (Communication).....	7
3.1.3 導航系統 (Navigation).....	11
3.1.4 附加系統.....	12
3.1.5 仿冒電子元件.....	21
3.2 數位資料匯流排與軟體.....	22
3.2.1 類比系統與數位系統.....	22
3.2.2 數位資料匯流排.....	23
3.2.3 軟體.....	25
3.3 座艙電子系統.....	27
3.3.1 發動機指示與組員警告系統.....	27
3.3.2 航機機載維修系統.....	29
3.3.3 電子飛行儀表系統.....	30
3.3.4 顯示系統與電子飛行包.....	39
3.4 資料紀錄與航機監測系統.....	42
3.4.1 資料紀錄系統.....	42
3.4.2 航機健康監測系統.....	44
3.5 航機控制系統.....	44
3.6 次世代系統與網路安全.....	49
3.7 電子系統接線調查.....	51
3.8 電子系統連接器調查.....	55
3.9 微電路故障原因調查.....	57
3.10 調查案例研析.....	61
四、建議.....	63

摘要

本次電子系統調查訓練係參加由美國洛杉磯市南加州安全學院(Southern California Safety Institute, SCSI)常年開設之電子系統調查課程(Electronics System Investigation, ESI)，採用實體課程方式進行，內容涵蓋 3 大面向及 11 子項，包括：一、**電子系統介紹** - 1. 電子系統概述、2. 數位資料匯流排與軟體、3. 座艙電子系統、4. 資料紀錄與航機健康監測系統、5. 航機控制系統、6. 次世代系統與網路安全；二、**調查作業實務** - 1. 電子系統接線調查、2. 電子系統連接器調查、3. 微電路故障原因調查；三、**調查案例研析** - Bombardier Challenger 604 HSTCU 意外事件。經由課程講座深入淺出的教學與真實案例的研討解析，參訓者得以瞭解飛航事故中電子系統調查作業的關鍵要項與程序，具備初步的電子系統調查能力。

一、目的

在高度數位化的今天，航空器的控制與運作也逐漸成為一個大型、互聯(cross-linking)的整合型電子系統，特別是新世代商用航空器，無論固定翼或旋翼，多採用高度整合的電子系統以達成提昇可用酬載的目的。是以，電子系統狀態的判釋與相關資料的蒐集解讀，在飛航事故調查中愈顯重要。本訓練旨在強化調查人員於飛航事故中有關電子系統調查的重點方向、方法與技能，並藉由相關調查案例的探討研析，使訓員具備電子系統調查的專業知能。。

本次電子系統調查訓練係參加由美國洛杉磯市南加州安全學院(Southern California Safety Institute, SCSI)常年開設之電子系統調查課程(Electronic System Investigation, ESI)，採用實體課程方式進行，內容涵蓋 3 大面向及 10 子項，包括：

- 一、**電子系統介紹** – 電子系統概述、數位資料匯流排與軟體、座艙電子系統、資料記錄與航機健康監測系統、航機控制系統、次世代系統與網路安全；
- 二、**調查作業實務** – 電子系統接線調查、電子系統連接器調查、微電路故障原因調查；
- 三、**調查案例研析** – Bombardier Challenger 604 HSTCU 意外事件。

二、過程

ESI 訓練課程係前往美國加州洛杉磯市南加州安全學院(SCSI)設於 Redondo Beach 區的授課教室、採實體課程方式辦理。所有課程內容皆於授課教室內進行講授與研討。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 12 月 02 日至 12 月 06 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像與照片輔佐說明，不僅加深學習印象更提昇了學員聽講的專注能力。

以下就授課講座及課程安排作一概述：

2.1 授課講座

本次訓練係由南加州安全學院的資深講座 Mike Blackman 進行講授。Blackman 先生是航空電子與電氣系統的領域專家，具備超過 20 年以上的專業資歷，現為國際知名商務噴射客機製造商龐巴迪(Bombardier)公司的資深技術經理，不僅是該公司旗下最新、最先進的商務噴射客機 Global 7500 所建置之「航機健康管理系統」(Aircraft Health Management System, AHMS)的設計者，更是該系列機型「智慧互聯網絡系統」(Smart Line Connected System)的創建者和開發者。目前 Blackman 先生領導一個航機物聯網(Internet of Things)和連接應用程序的開發團隊，並有一項關於飛機數據通訊先進方法的國際專利申請已在審查中。

在教學領域，Blackman 先生自 2014 年起即受聘於南加州安全學院，擔任電子系統調查訓練課程的專責講座，借重先生在航空電子與電氣系統領域的多年經驗，將實務與技巧傳授予學員。



圖 2.1 電子系統調查授課講座 Mike Blackman

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 SCSi 電子系統調查訓練課程配當表

日期 / 時間	講題
Day 1 2024/12/02	
0800-0900	開訓式、訓練機構簡介
0900-1000	講座介紹、學員介紹

日期 / 時間	講題
1000-1100	電子系統概述(1)
1100-1200	電子系統概述(2)
1300-1400	電子系統概述(3)
1400-1500	偽造電子元件
1500-1600	類比與數位系統
Day 2 2024/12/03	
0800-0900	數位資料匯流排概述
0900-1000	軟體應用
1000-1100	發動機指示與告警系統
1100-1200	航機機載維護系統
1300-1400	電子系統接線調查與案例解析
1400-1500	電子飛行儀表系統 (EFIS)
1500-1600	大氣數據系統
Day 3 2024/12/04	
0800-0900	E 化航機數據資料
0900-1000	顯示系統
1000-1100	飛航管理與全球定位系統 (FMS/GPS)
1100-1200	飛航資料記錄系統 (FDR/CVR/ELT)
1300-1400	航機健康監測
1400-1500	電子系統連接器調查與案例解析
1500-1600	電子飛行包 (EFB)
Day 4 2024/12/05	
0800-0900	電子飛行控制系統

日期 / 時間	講題
0900-1000	案例解析
1000-1100	自動飛行控制系統
1100-1200	案例解析
1300-1400	全權數位發動機控制系統 (FADEC)
1400-1500	次世代系統
1500-1600	微電路故障原因調查與案例解析
Day 5 2024/03/29	
0800-0900	電磁相容性與電磁干擾 (EMC/EMI) 網路安全 (Cybersecurity Impact)
0900-1000	調查案例研析 - Bombardier Challenger 604 HSTCU 意外事件
1000-1100	
1100-1200	結訓式 結業證書頒授
1300-1400	課後評量問卷填報
1400-1500	賦歸
1500-1600	

三、訓練課程重點內容與心得

本梯次電子系統調查訓練計有來自 2 個國家、2 個不同單位的民航監理與事故調查機構參與，包括美國聯邦航空總署 (Federal Aviation Administration, FAA) 2 員、以及我國運輸安全調查委員會 1 員，總計 3 名學員參與訓練。講座與全體學員合影、SCSI 授課教室、課室一景、以及課間講授實況照片分別如圖 3-1、3-2、3-3、3-4 所示。



圖 3-1 講座及全體參訓學員合影



圖 3-2 SCSI 授課教室



圖 3-3 課室一景



圖 3-4 電子系統調查講授實況

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，皆採 PDF 格式之電子檔案提供，SCSI 並將電子檔案置於 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 電子系統概述

3.1.1 航空電子設備 (Avionics)

航空電子是航空(**Aviation**)和電子(**Electronics**)兩個字的組合。引用美國聯邦航空總署(FAA)對於航空電子設備的闡述：「航空電子和電氣系統涵蓋了廣泛的工程學科，代表了現代科學技術的巨大進步。基於衛星訊號運行的導航系統、完全由電氣和紅外線感測器建構的增強/合成視覺、透過數位電子設備以進行航機性能控制等等，都是航空電子的應用實例。」隨著數位科技的快速發展，航空電子在過去的半個世紀間有著爆炸性的突破與創新，約莫從 1964 年開始逐漸地取代類比式的儀表與機械式的控制系統。80'年代起，飛機因應飛航操作、導航、通訊的自動化、監控與輔助等需求增加了許多系統，使得航空器的操控界面變得更加複雜，航空電子系統的數量也不斷地增加。此階段可稱之為航空電子設備的第 3 代(Generation 3)，駕駛艙中呈現類比與數位儀器、顯示器混合配置的景像，如圖 3.1-1 所示。駕駛艙中可以明顯看到電子顯示器、進化的導航設備和地形迴避與告警系統(Terrain Avoidance and Warning System, TAWS)。劃屬此階段的代表性航空器有：Airbus 的 A300-600 和 A310；Boeing 的 717、737 (Classic/NG/MAX)、757、767、747(-400/-8)；Bombardier 的 CRJ、CL 600、CL 300、Global XRS；Gulfstream 的 450、550；Embraer 的 ERJ 等等。



圖 3.1-1 具備第 3 代航空電子設備的駕駛艙

到了 90'年代，約莫 1988 年以後，航空電子設備進化到第 4 代(Generation 4)，這一代的設計開始在飛機上採行共享線路(shared common wiring)佈設方式提供系統之間的資訊連結與交換，同時也引進了電傳操控(Fly-by-Wire)技術，圖 3.1-2 的玻璃座艙(Glass Cockpit)展示了此一架構對駕駛艙環境所帶來的改變。對於 21 世紀，在「淨零」(Net 0)

運動的推行下，多國的航空公司皆承諾將在 2050 年實現淨零的目標，從而加快了新技術引進的腳步，包括電動航空器的研發製造、永續能源的開發利用等等。



圖 3.1-2 具備第 4 代航空電子設備的駕駛艙

現今，整合式模組化航空電子設備(Integrated Modular Avionics)提供了一種架構，藉由靈活的硬體和軟體配置來實現尺寸縮小、重量減輕與成本降低的目標，相關操作上的需求可透過固定或動態對應的方式，由一組具備適配功能的航空電子設備來提供。軟體的應用程式允許多個系統共享公共計算和儲存的空間，甚且還允許單一現場可更換單元(Line Replaceable Unit, LRU)用於多種功能。此技術目前已應用在 Boeing 777、787 和 Airbus A400M。以下分別就通訊系統、導航系統、附加系統等 3 大區塊來介紹相關的航空電子設備。

3.1.2 通訊系統 (Communication)

1. 特高頻通訊系統 (Very High Frequency, VHF)

特高頻通訊系統提供短程空對空和空對地通訊，主要用於民航運輸業和普通航空業與航管單位(Air Traffic Control, ATC)之間的通信（例如 Rockwell Collins VHF-22A，圖 3.1-3）。VHF COM 收發器能夠在 118.000 ~ 136.975 MHz 的頻寬範圍內、以 25 或 8.33 kHz 的步進運作，用以傳輸語音和數據資料。VHF 的天線是刀片型全向天線，可設置於機身的頂部或底部。

2. 超高頻通訊系統 (Ultra High Frequency, UHF)

超高頻通訊系統收發器（例如 Rockwell Collins VHF/UHF ARC 210，圖 3.1-4）的工作頻率介於 30 至 512 MHz，主要用於軍事航空領域，提供不同航機之間、以及航機與地面站之間清晰、安全的雙向語音和數據通信。



圖 3.1-3 特高頻通訊模組



圖 3.1-4 超高頻通訊模組

3. 高頻通訊系統 (High Frequency, HF)

高頻通訊系統的工作頻率介於 3 至 30 MHz，是航機在長距離跨洋、與跨極區航線最有效的通訊方法。高頻通訊系統有 280,000 個通訊頻道，通常以每 100 Hz 為增量進行調諧。在國際合作的基礎上，透過有策略地設置區域高頻資料鏈地面站(HF Data Link Ground Station)，使得全球化數據通訊的目標得以實現，即時存取 ARINC¹ 和 SITA² 的航空通訊／數據網路服務，也因此高頻通訊系統的應用不再侷限於語音範疇。

高頻通訊系統中的組件通常包括：高頻收發器(Transceiver)、高頻耦合器(Coupler)、高頻控制器(Controller)、高頻天線(Antenna)等四大模組，如圖 3.1-5。高頻收發器提供遠端 2 路調幅 AM (Amplitude Modulation)語音和資料通訊，耦合器透過匹配阻抗來將收發器與天線匹配，以實現最大功率傳輸。高頻通訊系統的控制可能採用獨立單一控制器設置，亦有可能將控制器的功能整合在遠端中央控制系統中。而在許多飛機上，高頻天線是整合在垂直安定面的前緣，如圖 3.1-6。

¹ 美國航空無線電公司 (Aeronautical Radio, Incorporated, 簡稱 ARINC。)

² 國際航空電訊協會 (Société Internationale de Télécommunications Aéronautiques, 簡稱 SITA。)



圖 3.1-5 高頻通訊系統組件



圖 3.1-6 整合型高頻天線

由於航機可選擇利用 VHF 或 HF 進行通訊，為使訊息確實傳遞、不發生漏接情形，便衍生出「選擇性呼叫(Selective Calling, SELCAL)」的功能性模組，可以即時監看在 VHF 和 HF 無線電上選定的頻率，當地面站正在嘗試與飛機通訊時，即在駕駛艙內提供告警，以提醒航班。每架航機都受配一個獨有的 4 字母 SELCAL 代碼作為區別。SELCAL 的解碼功能可以設置於單一的 LRU 中，也可以整合在其他航空電子設備 LRU 的功能中。SELCAL 的模組功能如圖 3.1-7 所示。

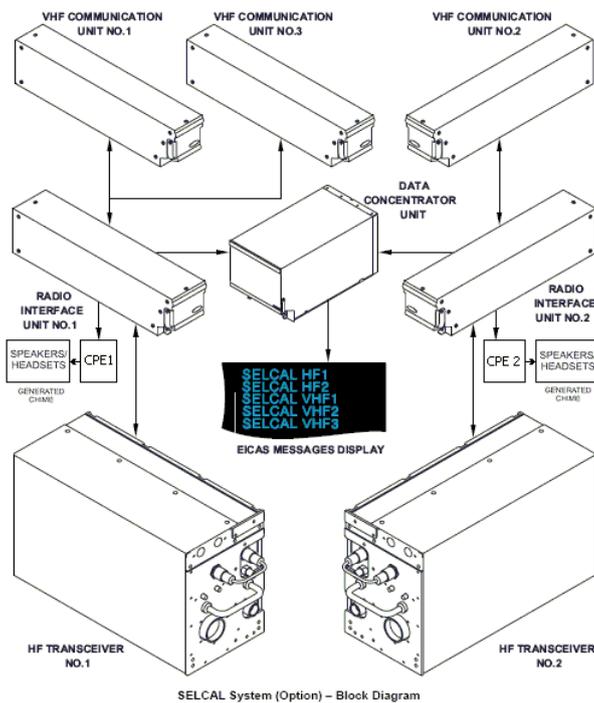


圖 3.1-7 SELCAL 模組功能

4. 衛星通訊系統 (Satellite Communication, SATCOM)

衛星通訊系統的涵蓋範圍，除了最偏遠的極地地區之外，幾乎世界上所有的地點都可以透過衛星進行語音和數據通訊。衛星通訊系統包括三個主要的次系統：

- (1) 太空系統 – 由提供全球通訊的兩個主要衛星系統 Inmarsat³ 和 Iridium⁴組成。其他尚有可提供國內市場需求的區域系統。
- (2) 地面系統 – 地球地面站 (Ground Earth Stations, GESs)，由服務提供者建置，作為公共通訊或私人電話訊息傳送站台。
- (3) 機上系統 – 航機地面站 (Aircraft Earth Station, AES)，透過衛星在航機和地球地面站之間進行通訊。

衛星系統的布設高度、以及次系統間的連接關係如圖 3.1-8、3.1-9 所示。現今衛星訊號的寬頻全球通信網絡(Broadband Global Area Network, BGAN)涵蓋範圍如圖 3.1-10 所示。

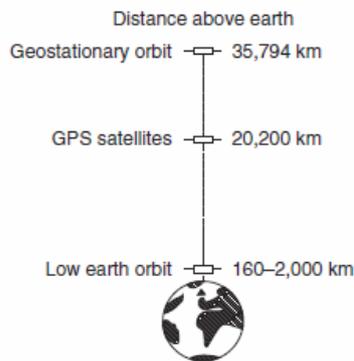


圖 3.1-8 衛星系統布設高度

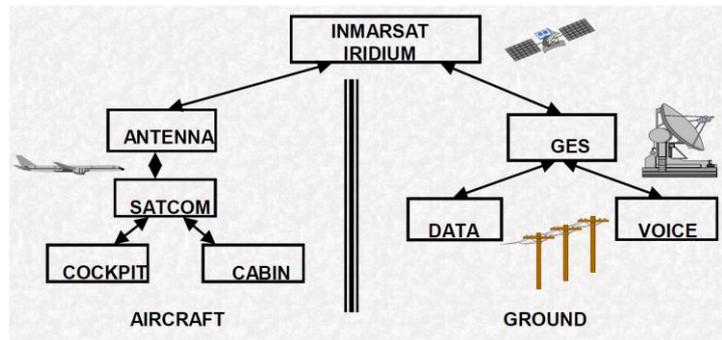


圖 3.1-9 衛星系統連接關係

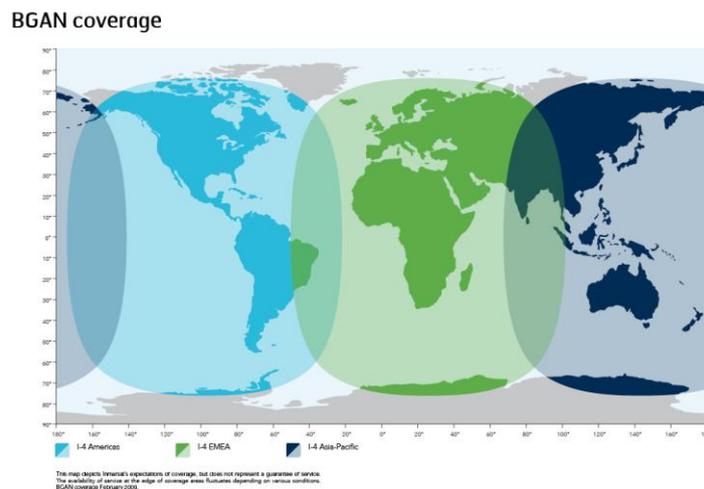


圖 3.1-10 衛星訊號涵蓋範圍

³ 國際海事衛星組織公司 (International Maritime Satellite Organization, LSE, U.K., 簡稱 Inmarsat。)

⁴ 鈹衛星通訊公司 (Iridium Communications Inc., U.S.A, 簡稱 Iridium)

Inmarsat 和 Iridium 衛星通訊系統的 LRU，因兩套系統的功能與規格要求顯著不同而有明顯的差異。Inmarsat 衛星系統的通訊天線通常安裝在機身頂部或垂直安定面上，天線的類型通常是利用電子或機械操控的定向天線。Iridium 衛星系統的通訊天線是安裝在機身頂部的圓形、低伏式天線，工作頻段介於 1616.0 MHz 至 1626.5 MHz 之間。

而在上述兩大衛星通訊系統之外，近年業界關注度較高的尚有低軌衛星(Low Earth Orbit, LEO)系統以及星鏈系統(SpaceX Starlink)。在較低地球軌道運行的衛星，僅需要最少的能量即可達成置放衛星，具有較低的建置成本，提供高頻寬和低通訊延遲。在 LEO 上運行的衛星和太空站對於太空人員的進駐與維修都較為方便可行。星鏈系統是美國太空服務公司 SpaceX 建置、透過低軌道衛星群提供覆蓋全球的高速雙向衛星網際網路接入服務，其在軌衛星的數量超過 6,770 顆。

3.1.3 導航系統 (Navigation)

機載的導航系統通常具有下列項目的 LRUs：特高頻多向導航儀接收機、左右定位台接收機、滑降台接收機、測距儀接收機、自動定向設備接收機等，同時也包含相關對應的天線裝備。導航系統提供的資訊都會顯示在主飛行顯示器(Primary Flight Display, PFD)以及多功能顯示器(Multi-Function Display, MFD)上。系統的分項功能簡述如下：

1. 特高頻多向導航儀 (VHF Omnidirectional Range, VOR)

VOR 的主要功能是提供航機定位資訊，以及航道上導航設備的方向訊號，作為航機在航路和近場區域的引導。

2. 儀器降落系統 (Instrument Landing System, ILS)

ILS 功能提供航機接近跑道的精確路徑，使航機在正確的高度和航向上進行著陸。ILS 系統包括透過 VHF 發送訊號的左右定位臺(Localizer, LOC)、以及透過 UHF 發送訊號的滑降臺(Glide Path, GP)，分別提供水平、垂直兩個方向的航機定位資訊，引導航機進場和著陸。

3. 測距儀 (Distance Measuring Equipment, DME)

DME 提供航機與地面站間直線距離的資訊，航機可藉由 DME 的資料來確認其所在位置、計算垂直隔離、找到進場路徑、遠離受保護的空域、保持飛機的位置並計算地速。DME 收發器可以同時監聽三個地面站的訊號，其天線設置於機身底部。

4. 自動定向設備 (Automatic Direction Finder, ADF)

ADF 接收器會依據地面站無線電波來訊的方向計算方位，顯示出該地面站相對於航機中心線的方向。ADF 天線配置一個具低空氣阻力的外罩，其中包含感應天線、環形天線和射頻(Radio Frequency, RF)放大器模組。藉由環形天線和感應天線的組合，使得系統具備計算航機與地面站間相對方位的功能。

3.1.4 附加系統

1. 記錄器系統

記錄器系統包括座艙語音記錄器(Cockpit Voice Recorder, CVR)以及飛航資料記錄器(Flight Data Recorder, FDR)。CVR 用於記錄駕駛艙內的聲音以及對講機、VHF 和 HF 無線電上的通訊。為了提高記錄器在事故中的存活率，CVR 通常位於機身後段，並具備防撞外殼。CVR 採用連續記錄方式，新式的記錄器可提供 25 小時的通話語音資料，較舊的系統則可能僅具備 2 小時甚或 30 分鐘的記錄能力。在 CVR 的訊號連接器位置通常設有一撞擊感測開關，於發生意外時用以停止記錄功能。此外，在駕駛艙內設有一刪除按鈕可以將紀錄資料消除。

FDR 可同時接收多個來自航機系統的數據，並且記錄的資料類別與內容皆遠大於 CVR。在新近製造的飛機上，其裝配的 FDR 必須具備可記錄包含時間、高度、空速、航向、飛機姿態…等等至少 88 項重要參數的能力。一般而言，小型飛機上的 FDR 可記錄 8 小時的數據，而在大型民航機上則可記錄 25 小時的數據。FDR 的紀錄資料可用於產製一重現飛行過程的電腦模擬動畫。

每具 CVR 及 FDR 都會配備水下定位信標(Underwater Locator Beacon, ULB)，俾利事故發生於水域時之搜索作業。相關管理當局正在進行新的 FDR 記錄器型式（如

Automatic Deployable Flight Recorder, ADFR)、安裝規定、記錄參數內容的研討，是近期值得觀注的議題。

2. 增加型近地告警系統 (Enhanced Ground Proximity Warning System, EGPWS)

EGPWS 的功能與地形感知與告警系統 (Terrain Awareness and Warning System, TAWS)相同，其作用都是為了避免可控飛行撞地(Controlled Flight into Terrain, CFIT)事件的發生，包括：基本近地告警功能、地形/障礙物感知提醒和警示、風切偵測和警示等。

3. 跑道衝出覺察和告警系統 (Runway Overrun Awareness and Alerting System, ROAAS)

當航機可能面臨無法在跑道盡頭前的可用距離內停下來的風險時，此系統會向機組人員提供及時和明確的警報，以減少著陸時衝出跑道的風險，如圖 3.1-11。ROAAS 旨在提供安全建議，不具備導引功能，機組人員仍須肩負安全降落的執行責任。歐盟航空安全總署(European Union Aviation Safety Agency, EASA)已要求 2025 年 1 月起生產的新飛機開始採用 ROAAS。

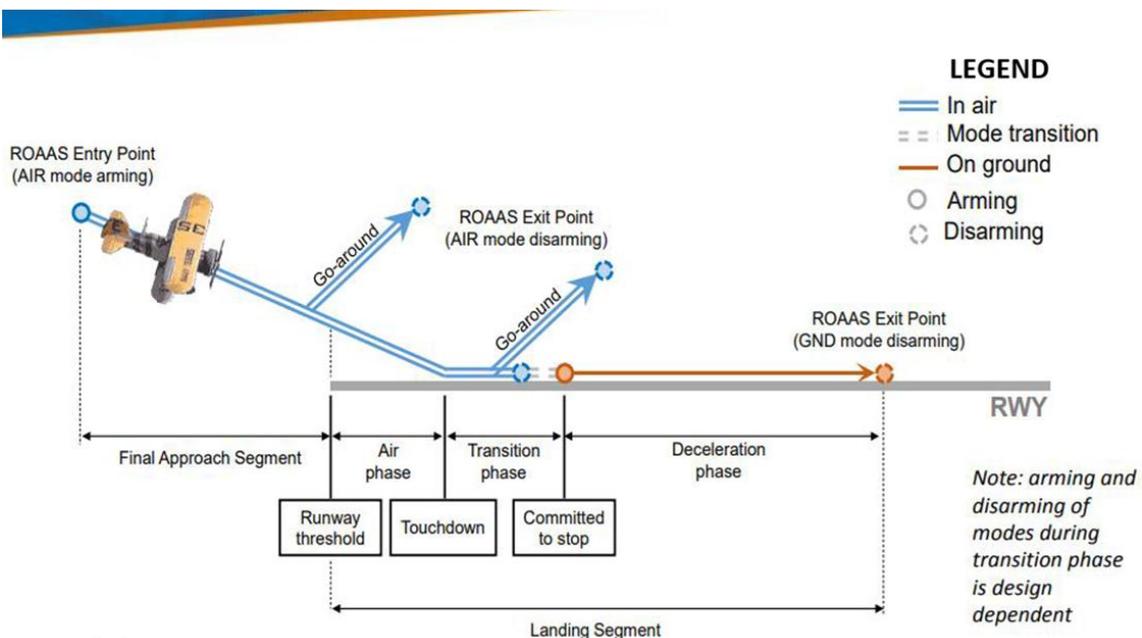


圖 3.1-11 跑道衝出覺察和告警系統

4. 空中交通管制應答系統 (ATC Transponder System)

應答器(Transponder, XPDR)是一種接收/發射器，它在接獲適切的詢問訊號後會產生對應的回覆訊號，詢問訊號和答覆訊號所使用的頻率不同。最初應答器是用於軍機的敵我識別，現在則是在受管制空域內飛行的每架航空器的基本配備。民用航空器配置的應答器，通常按下列 4 種模式運作：待機模式 - 僅接收詢問訊號而不發送回覆訊號；A 模式 - 僅傳輸識別碼，為 1 組 4 位數字組合成的代碼；C 模式 - 傳輸航機高度資料，使空中交通管制人員能夠自行查看航機的高度或所在空層；S 模式 - 可傳輸航機高度、並具備資料交換能力。對於許多繁忙的受管制空域，具備 C 模式或 S 模式的應答器設備是對於使用該空域航空器的強制性要求。每具 S 模式應答器都連接到機身頂部和底部的全向性天線，這種雙區天線的安裝方式可防止訊號遭受其他航機或地面雷達的阻擋或干擾，通常在應答器中設有開關可以選擇天線。

航機上配置的空中交通管制系統(ATC System)會回應空中交通管制雷達信標系統(ATC Radar Beacon System)地面站、以及其他裝有空中防撞系統(Traffic Alert and Collision Avoidance System, TCAS)航機的詢問，回應的內容包括：航機識別碼、航向、航速、選定的飛行高度和航機目前高度等資料。此外，ATC 應答器藉由向 TCAS 傳送氣壓高度、以及從 TCAS 接收防撞資訊的方式來達成與 TCAS 協調合作的功能。

5. 空中防撞系統(Traffic Alert and Collision Avoidance System, TCAS)

TCAS 藉由對其他配備有應答器的航機發出侵入該機所在空域的威脅警告，來保護航機周圍空域的淨空。TCAS 還具備在一定範圍內監看其他航機的大致方位、距離和高度的能力。一般而言，TCAS 系統提供以下主要功能：週邊空域交通監看、碰撞威脅偵測、威脅解決方案提供、溝通與協調操作等。TCAS 的元件包括：

- (1) 收發器(Transceiver)：驅動模式 S 以 1 Hz 的頻率發送詢問訊號，搜尋其他裝有應答器的飛機。詢問訊號的發射頻率為 $1,030 \pm 0.0 \text{ MHz}$ ，接收回覆頻率則為 1,090 MHz。
- (2) 兩具定向天線，或定向天線與全向天線各一具的組合。
- (3) 透過警示燈號(annunciator)或與航機的 PFD、MFD 介面整合提供指示。

TCAS 提供以下四種類別的警示訊息：

- (1) 解決方案 (Resolution Advisory, RA) — 可能造成碰撞威脅的交通
- (2) 交通警告 (Traffic Advisory, TA) — 可能轉變為碰撞威脅的交通
- (3) 鄰近交通 (Proximity Traffic, PROX) - 位於特定區域但不構成碰撞威脅的交通
- (4) 其他交通 (Other Traffic, OT) — 處於監控區域內但不構成碰撞威脅的交通。

ATC/TCAS 的運作模式則有 5 種：STBY (Standby, 待機)、TA/RA、TA、ALT ON (Altitude On, 高度指示開啓)、ALT OFF (Altitude Off, 高度指示關閉)。

現今廣泛使用中的 TCAS/ACAS (Airborne collision avoidance system) 為第 2 代、第 7.1 版的系統 (Generation II, Version 7.1)。相較於先前的版本，TCAS 7.1 帶來了兩項重大的改進，一是增加了即時監控 RA 適切性 (邏輯反算) 與預測最小垂直隔離間距功能，二是將 RA 中有關「修正爬升/下降速率」與「威脅減輕」的語音告警「Adjust Vertical Speed, Adjust」，改變為「Level Off, Level Off」，使 TCAS/ACAS 系統對於空中防撞的預防與警示功能更為完整、駕駛員也更容易瞭解並遵循系統的指示操作。TCAS II, v7.1 的空域保護範圍以及新、舊版本語音告警對照比較分別如圖 3.1-12、表 3.1-1。

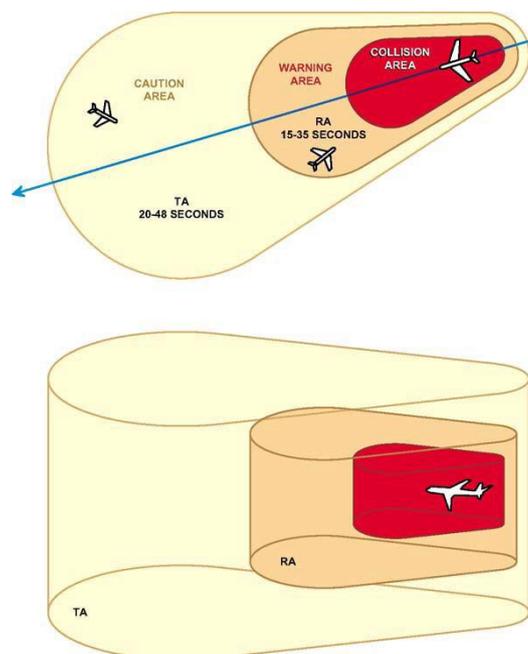


圖 3.1-12 TCAS 保護空域示意圖

表 3.1 TCAS 新舊版本語音告警內容比較表

TCAS Advisory	Version 7.1 Annunciation	Version 7.0 Annunciation	6.04a Annunciation
Traffic Advisory	Traffic, Traffic		
Climb RA	Climb, Climb		Climb, Climb, Climb
Descend RA	Descend, Descend		Descend, Descend, Descend
Altitude Crossing Climb RA	Climb, Crossing Climb; Climb, Crossing Climb		
Altitude Crossing Descend RA	Descend, Crossing Descend; Descend, Crossing Descend		
Reduce Climb RA	Level Off, Level Off	Adjust Vertical Speed, Adjust	Reduce Climb, Reduce Climb
Reduce Descent RA	Level Off, Level Off	Adjust Vertical Speed, Adjust	Reduce Descent, Reduce Descent
RA Reversal to Climb RA	Climb, Climb NOW; Climb, Climb NOW		
RA Reversal to Descend RA	Descend, Descend NOW; Descend, Descend NOW		
Increase Climb RA	Increase Climb, Increase Climb		
Increase Descent RA	Increase Descent, Increase Descent		
Maintain Rate RA	Maintain Vertical Speed, Maintain		Monitor Vertical Speed
Altitude Crossing, Maintain Rate RA (Climb and Descend)	Maintain Vertical Speed, Crossing Maintain		Monitor Vertical Speed
Weakening of RA	Level Off, Level Off	Adjust Vertical Speed, Adjust	Monitor Vertical Speed
Preventive RA (no change in vertical speed required)	Monitor Vertical Speed		Monitor Vertical Speed, Monitor Vertical Speed
RA Removed	Clear of Conflict		

6. 慣性導航系統 (Inertial Navigation System, INS)

慣性導航系統為 PFD 和其他航空電子設備提供姿態(attitude)、航向(heading)、角速率(angular rates)、線加速度(linear acceleration)、垂直速度(vertical velocity)和當前位置資訊。此系統中的關鍵元件為慣性參考單元(Inertial Reference Unit, IRU)，內含 3 個加速度計和 3 個環形雷射陀螺儀，用以感知飛機的動作。INS 採用固定式(strapdown, 亦稱捷聯式)的感測器架構，為一獨立系統，不需要其他外部感測器資料輸入即可自行運作，但系統會引用 GPS 和類比-數位轉換器(Analog to Digital Converter, ADC)訊號進行比對以提高準確性。

7. 姿態與航向參考系統 (Attitude and Heading Reference System, AHRS)

AHRS 提供獨立的俯仰、滾轉和航向數據，量測飛機俯仰、滾轉和航向歐拉角(Eular Angle)，提供予駕駛艙顯示器、飛行控制管理系統、以及其他航空電子設備使用。系統通常由姿態航向電腦、磁通量檢測單元(Flux Detector)和外部補償單元(External Compensation Unit)組成，其中磁通量檢測單元用以偵測地球磁場的水平分量，外部補償單元則用於儲存飛機特定的平衡和外型參數。一般而言，航機如果安裝有 INS，則不需要 AHRS。AHRS 的儀表與元件如圖 3.1-13，磁通量檢測單元的典型安裝位置如圖 3.1-14。



圖 3.1-13 AHRS 儀表與元件

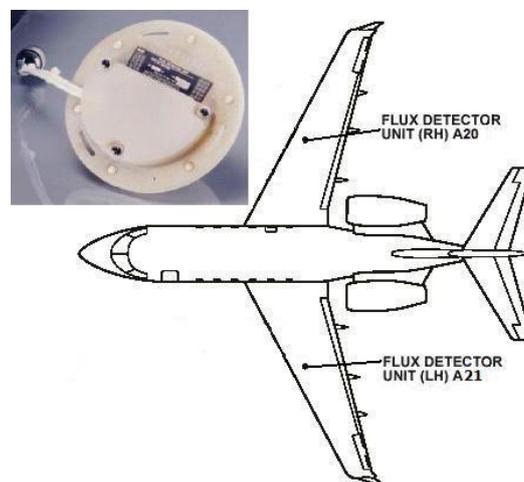


圖 3.1-14 磁通量檢測元件安裝位置

8. 數據鏈結 (Datalink)

航機通訊定址與報告系統 (Aircraft Communication, Addressing and Reporting System, ACARS)是航空公司和商務專機營運單位所使用、最常見的數據鏈結基礎設施，此

數據鏈系統提供航機與地面設施之間的雙向行動數據通訊。在航機端，飛行員使用的操作介面是飛航管理系統的控制顯示器單元(Control Display Unit, CDU)。發送到航機的數據訊息稱為上行鏈路，而來自飛機的數據訊息則稱為下行鏈路。典型的數據資料包括飛行計畫和天氣報告，同時數據鏈結也用於下行傳輸航機的維護狀態、機組人員飛行時間、發動機和燃油性能數據等等。

數據鏈路服務的供應商 (Datalink Service Provider, DSP)會負責利用無線電鏈路傳輸資料和訊息，通常是透過自行建置的地面路由系統。目前全球主要的供應商即為 ARINC 和 SITA。ACARS 通常會在下列三種可行的數據鏈路中擇優選用：

- VHF 或 VHF 數據鏈路 (VHF Datalink, VDL), 此鏈路會受可否通視(line-of-sight)影響；
- 衛星通訊 SATCOM (Inmarsat 或 Iridium)
- HF 或 HF 數據鏈路 (HF Datalink, HFDL)

訊息於傳輸前，可以預先就不同訊息的類別與對向預作規劃，以便按既定期程自動傳遞給適當的收件者。典型的 ACARS 運用如圖 3.1-14 所示。

Typical uses of ACARS in an airline environment

Dispatch, Operations, Maintenance, Engineering, Catering, Customer Service

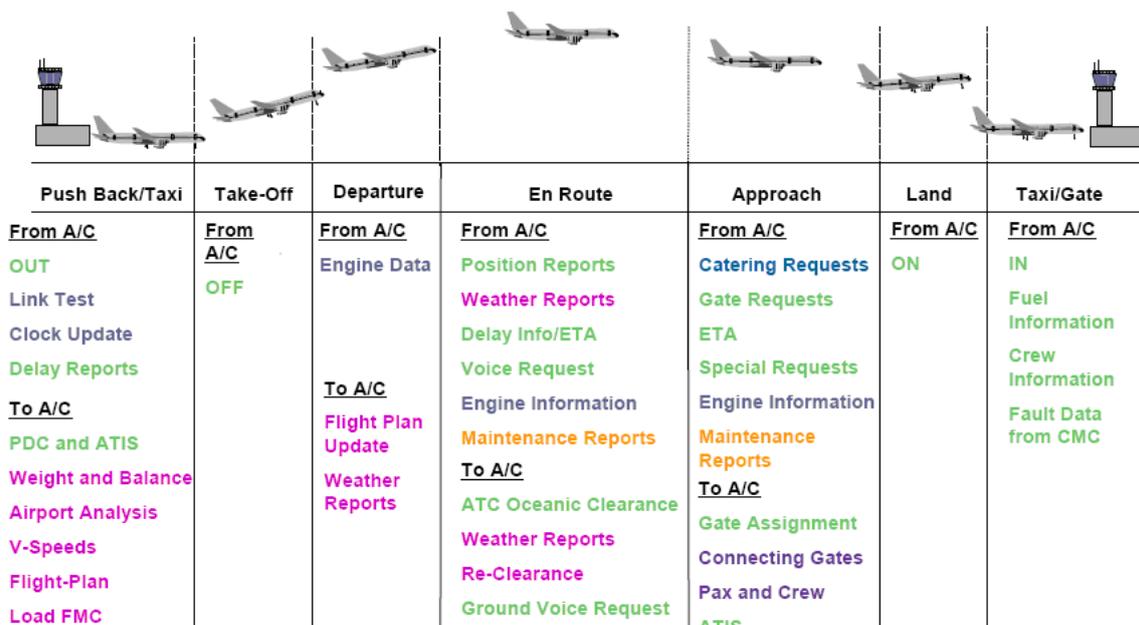


圖 3.1-15 ACARS 運作示意

9. 氣象雷達 (Weather Radar)

氣象雷達系統的主要功能是搜尋具有高濕-降雨現象的區域，以及與降雨有關的大氣紊流狀態。此系統採用色彩編碼 (Color-coded)方式呈現降雨強度，提供與降雨相關的大氣紊流偵測和航圖套繪功能。上述天氣資訊會與航圖疊加後顯示在正、副駕駛員的 PFD 和/或 MFD 上，典型的最大有效雷達範圍為 300 海浬，而紊流模式 (TURB)的典型最大操作範圍則為 50 海浬。

當今大多數航機上的收發機天線 (Receiver-Transceiver Antenna, RTA)是一套整合的單一系統，由平板天線、射頻 (Radio Frequency, RF)組件、基座與底座組成，此天線可在 120 度角的弧線範圍內，從左側掃描極限移動到右掃描極限。射頻組件，包含發射器和接收器，則是位於天線正後方並與天線直接串連以收發信號。基座則包括馬達、感測器和齒輪，使天線具備轉動和傾斜的能力以執行掃描任務。典型的天氣雷達顯示畫面以及天線如圖 3.1-15。

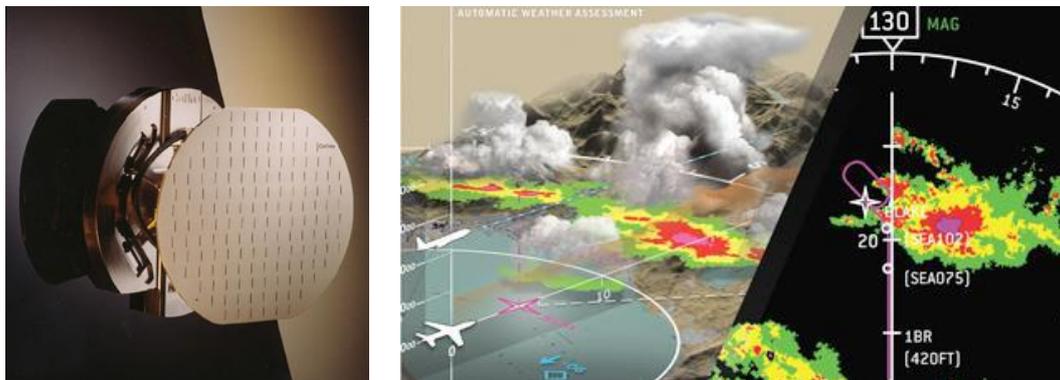


圖 3.1-16 天氣雷達天線與典型顯示畫面

10. 雷電感測系統 (Lightning Sensor System)

雷電探測器可搜尋、計算並顯示在航機周圍的雷擊位置，其探測範圍可達 200 海浬。雷擊強度的顯示會依照探測器在各雷雨胞區域所偵測到的雷擊次數，按 3 個等級以不同顏色的閃電圖示標繪在顯示器上，包括：輕度（黃色）、中度（紅色）和重度（洋紅色）。拜科技發達所賜，像 Storm Scope 或 Strike Finder 這樣的雷電探測器價格都已趨於平實，連輕型飛機都可以安裝。

系統處理器是雷電感測系統的核心，需要飛機的航向資料來計算、定位雷擊位置，並將計算結果傳送至駕駛艙的顯示器讓駕駛員知悉。感測天線則是這個系統中的另一個 LRU，安裝在機身頂部，極易受到電磁干擾 (Electro-Magnetic Interference, EMI) 的影響，因此 VHF 和 HF 收發器的啟閉通常會與本系統連動，以便在無線電訊號傳輸期間停用感測功能。Storm Scope 與感測天線如圖 3.1-16。

11. 無線電高度計系統 (Radio Altimeter System)

無線電高度計系統可讓機組人員掌握飛機與地面間的距離 (Above Ground Level, AGL)，作用範圍在高度 0 至 2,500 英尺間，藉由 4.3 GHz 的 C 波段運行，因此又有雷達高度表 (Radar Altimeter) 的俗稱。典型的無線電高度計系統配備包括：接收器、發射器、兩具天線（部份系統僅配置一具天線）、顯示器或提供電子儀表訊號接口。大多數的無線電高度計系統皆藉由調頻連續波的分析來進行高度確認，無線電波由置於機身前方的天線發射，再由機身後方的天線接收，利用發射到接收的時間差即可轉換為高度數值，如圖 3.1-17。無線電高度計系統與許多其他的系統介接，如：自動駕駛儀 (Autopilot)、增強型近地告警系統 (EGPWS)、飛行控制單元 (Flight Control Unit) 等等。上述發射與接收的天線皆位於機身底部，天線與機身的貼合度、訊號電纜連接的品質與完整接合，對於系統的正常運作至關重要。



圖 3.1-17 Storm Scope 與感測天線

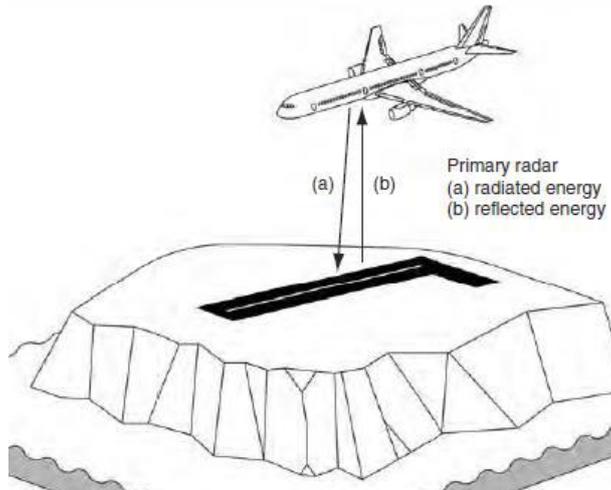


圖 3.1-18 無線電高度計系統運作示意

3.1.5 仿冒電子元件

雖然電子元件的真偽無法作為系統性能和可靠度的保證，但使用仿冒電子零件 (Counterfeit Electronic Components) 對於飛行安全仍會構成威脅，主要的問題包括：

- 非屬合規部件 – 其設計不符合整體系統的要求；
- 未經測試；
- 無可稽核的效能紀錄；
- 於正常情況下可能運作良好，但遇有極端情況則容易失效；
- 可能無法提供與原廠零件相同的環境耐受能力
- 可能引致無法預期的故障狀況

由於目視檢查（使用顯微鏡）和其他簡易的分析技術通常無法有效檢測、辨識出仿冒元件，使得仿冒元件難以杜絕。根據 FAA 估計，目前每年約有 52 萬個假冒、或未經批准的電子零件流入航空產業，約佔整體 2,600 萬個使用中零件的 2%。專家估計，五角大廈購買的所有備用和替換半導體中，有多達 15% 是假冒的，而半導體產業協會更進一步推算得出，仿冒半導體每年對美國半導體產業造成超過 75 億美元的巨大損失。導致航空、航太領域仿冒電子元件氾濫的因素包括：多層級的供應鏈、問責制度不健全、比價機制、航空器的零件壽命很長、新的升級可能很快過時、品質控制和測試委辦他人、偽造文件、檢驗和測試資源有限或不足、仿冒事件的紀錄與案例有限或不足等等。

國際自動機工程學會 (Society of Automotive Engineers, International) 出版之工業標準規範 SAE AS5553 “Counterfeit Electronic Parts; Avoidance, Detection, Mitigation, and Disposition” 即為交通運具的生產、製造與使用過程中，對於仿冒電子元件誤用的避免、檢測、緩解和處置措施提供明確的指導和參照方針。

3.2 數位資料匯流排與軟體

各項飛航數據、資料、訊號的傳遞，隨著電子科技的發展與進步，從早期的類比系統逐漸轉變為今日的全數位化系統，簡介如下：

3.2.1 類比系統與數位系統

類比電路，是一套按照時序、藉由連續變化的電流和電壓工作的電子電路，且高低訊號間為平順連接，不會有突然的轉變。在航空的機載系統 (airborne systems) 所使用的類比設備和系統，其訊號位準與電壓皆須符合某種線性關係、或是具有可預測的特性。當今飛機上的許多感測器，例如位置和溫度感測器，都是提供類比訊號。類比訊號的優點是它們可以透過輸出等效、具比例關係的電壓或電流來表示任何分量。然對於開關而言，其輸出則非為連續的類比訊號，通常以離散訊號稱之。

數位訊號不同於類比訊號，通常只用兩個電壓等級，即高、低來表示。每個訊號都必須在某一電位上滿足特定的傳輸時間，稱為位元時間 (Bit Time)。單一位元時間的單一訊號電位即稱為一個“位元” (Bit)。以位元為基礎，我們可以得出二進位制數列，它是位元的集合，可以藉由簡單的數字 0 和 1 排列出一串大量的數列。由於位元只能是 0 或 1，因此數位傳輸在精確度上不如類比訊號。隨著科技發展，廉價的微處理器和先進開發工具不斷推陳出新，使得航空電子技術得以廣泛運用在整架飛機上，甚至連馬桶都有電子控制的元件。在 Airbus A320、A330/340 與 Boeing B777 等航機上已經採用了數位為主、機械為輔的主飛行控制系統，然而 A380 和 B787 則已採用無機械備援的全數位飛行控制系統。

類比系統與數位系統的演進過程示意如圖 3.2-1。

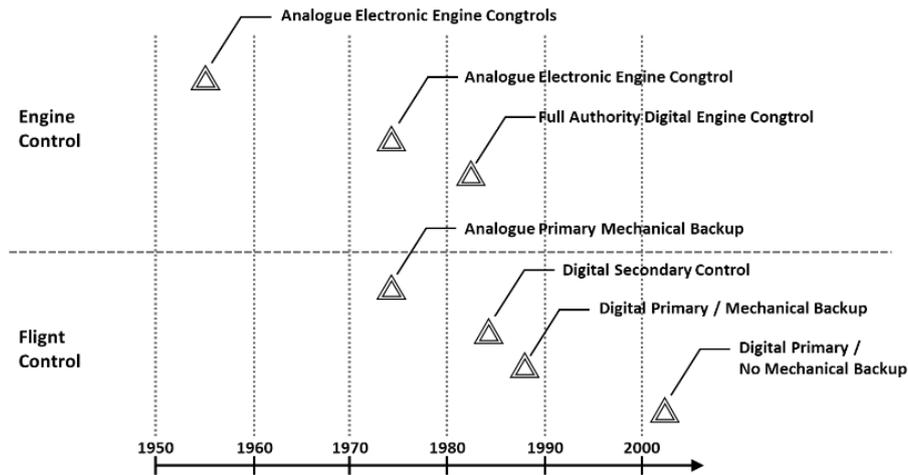
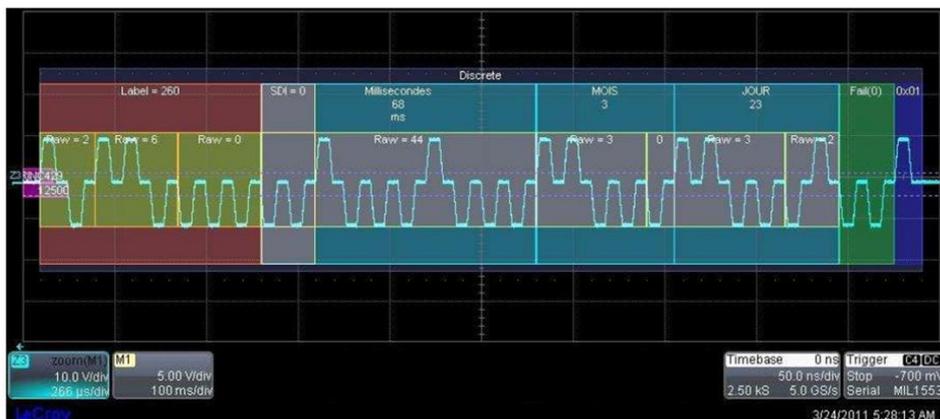


圖 3.2-1 類比系統與數位系統的演進

3.2.2 數位資料匯流排

資料匯流排 (Data Bus)是用來將資料從一個元件傳輸到另一個元件，它可以是電氣匯流排，也可以是光纖匯流排。資料的內容分為「位元 (Bits)」、「位元組 (Bytes)」、「字節組 (Words)」三大類。其中，位元就是指「0」或「1」；位元組是許多位元的集合，形成一個字元；字節則是多個位元組的集合，形成一個有意義的字詞。字節組的示意如圖 3.2-2。

ARINC DATA WORD



- 1- 8 Label – information about the data
- 9-10 SDI – Source Destination Information
- 11-28 – Data
- 29-31 – SSM Sign Status Matrix
- 32 – Parity bit - sum of all logic is ODD

圖 3.2-2 ARINC Data Word

由於數位數據匯流排具有經濟、高效能、且會隨著科技發展不斷改進的特性，促進了數位技術在航空器上的廣泛應用。ARINC 轄下的航空電子工程委員會 (Airlines Electronic Engineering Committee, AEEC)負責制定 ARINC 標準作為航空電子產品的基礎規範與參考標準，主要包括 400 系列、600 系列和 700 系列。400 系列提供安裝、接線、資料匯流排與資料庫的基本準則；600 系列提供航空電子設備的參考標準；700 系列針對安裝於民航運輸類飛機上的航空電子設備定義相關的形式、相容性與功能。其中，與航太領域相關的資料匯流排標準包括 ARINC 429、ARINC 629、以及 ARINC 664。ARINC 429 是航空界應用最廣泛的數據匯流排標準，可經由一個發射器與多達 20 個接收器、採雙線序列匯流(two-wire serial bus)以 100 kbit/s 的速度運作。ARINC 629 是一種多發射器的數據匯流排協議，可以容納多達 120 個終端共用相同的匯流排，已實際運用在 Boeing B777 上。ARINC 664 則為界定明確性乙太網路架構(Deterministic Ethernet Network)運用於航空電子領域的數據網絡協議，上述架構又稱為「航空電子全雙工交換式乙太網路 (Avionics Full-Duplex Switched Ethernet, AFDX)」，具備安全、可靠、兼容的特性，由 Airbus 持有相關專利。ARINC 664 規範正是航空器資料網絡 (Aircraft Data Network, ADN)概念的實踐，其架構如圖 3.2-3，由下列組件構成：(1) 交換機：負責資料轉送的網路設備；(2) 終端系統：負責資料送出/接收的網路設備。

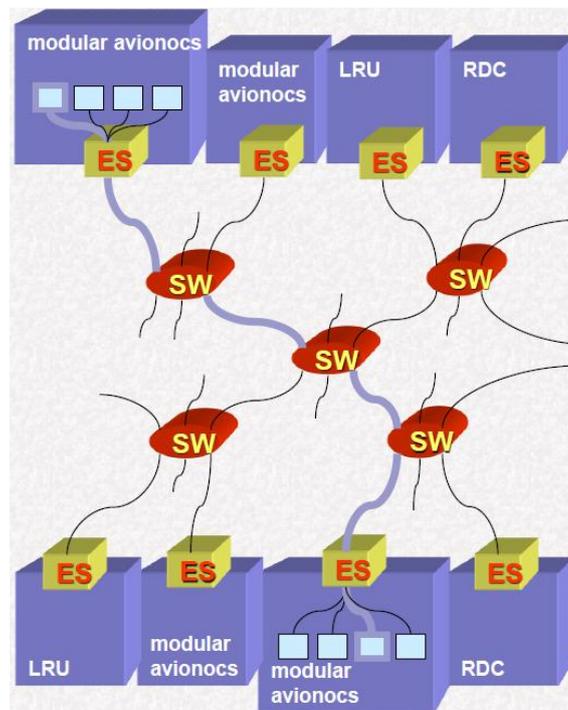


圖 3.2-3 ARINC 664 架構示意圖

3.2.3 軟體

航空產業所使用的軟體，必須依照航空無線電技術委員會 (Radio Technical Commission for Aeronautics, RTCA) DO-178 規範之系統安全評估流程，針對具有關鍵性安全影響的機載軟體進行認證，可以藉由下圖所列五種故障條件分類進行判別，以確定安全操作適用的設計保證等級 (Design Assurance Level, DAL)。

DAL	Condition
Level A	Catastrophic
Software that would cause or contribute to a failure of the system function resulting in conditions that would prevent continued safe flight and landing.	
Level B	Hazardous/Severe-Major
Software that would cause or contribute to a failure of the system function resulting in reducing the capability of the aircraft or the ability to the crew to cope with adverse operating conditions so that there would be a large reduction in safety margins of functional capabilities.	
Level C	Major
Software that would cause or contribute to a failure of the system function resulting in reducing the capability of the aircraft or crew with adverse operating conditions that would create a significant reduction in safety margins or functional capabilities, a significant increase in crew workload, possibly including injuries.	
Level D	Minor
Software that would cause or contribute to a failure of the system function which would involve crew action that are well within their capabilities that causes slight reductions in safety margins or functional capabilities and slight increase in crew workload.	
Level E	No Effect
Software that would cause or contribute to a failure of the system function which has no affect the operational capability of the aircraft or increase workload.	

圖 3.2-4 軟體之設計保證等級

航空領域常見的軟體型式為現場可載入軟體 (Field Loadable Software, FLS)，專指軟體本身的性質而不是承載或運用它的設備。顧名思義，FLS 是指無需從航空器上拆除目標硬體，即可載入到該硬體上的軟體或資料，而能夠接收 FLS 的硬體部件則稱之為軟體載入式航空器部件 (Loadable Software Aircraft Parts, LSAP)。FLS 可以直接載入到硬體中而無需對硬體進行實體改動(即拆卸硬體，添加、更改或移除硬體中實體零件等)，並且可以分別由航空器製造商、航空公司針對不同的硬體分開管理。有些 LSAP 屬於飛機型別檢定 (Type Certificate, TC)的一部分，必須透過零件編號與安裝程序進行管控，有些則不然。在科技與網路技術發達的今天，FLS 已經可以透過無線的方式傳輸到航空器上並安裝到指定的 LSAP 當中，且航空器配置 LSAPs 的數量也愈來愈多，使得功能改造與性能提昇更為快速便捷。FLS 的運用、以及 LSAP 數量在航空器上的增長趨勢示意分別如圖 3.2-5、3.2-6。

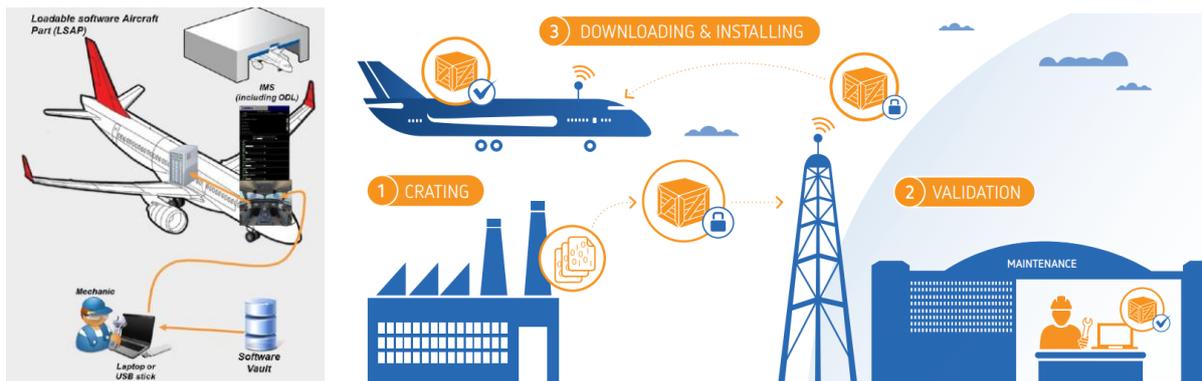


圖 3.2-5 FLS 運用模式

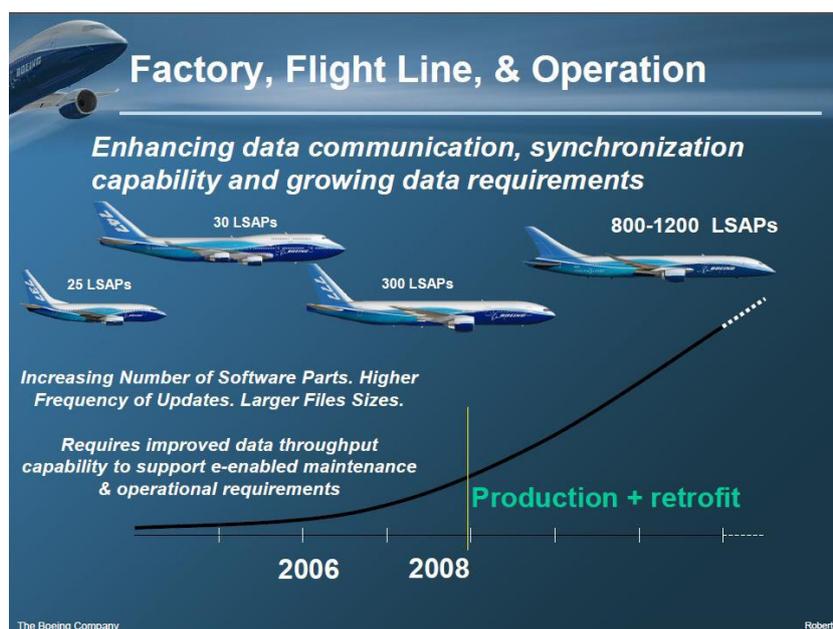


圖 3.2-6 LSAP 數量增長趨勢

要操作和維護一架具備 FLS 功能的飛機，航空器使用人必須建置數個相關的程序以使下列要求得以達成：

- 採購具有 FLS 功能的零件與 LRUs；
- 建置並管理軟體資料庫；
- 將軟體預先載入到上述 LRUs 中並安裝到飛機上；
- 驗證該具有 FLS 功能的 LRUs 配置符合 TC 文件要求。

另一方面，從事故調查的觀點，軟體可能成為調查過程的關鍵環節，可以從下列 4 個面向進行檢視：

一、調查過程納入軟體審視的可能情境

- 對於可疑系統的檢查顯示近期有進行軟體更新／升級
- 飛航組員報告提及許多近期在操作系統時出現的故障，這些故障通常藉由重新啟動系統即可解決，且這些故障似乎與硬體無關
- 由事故前的飛機運作狀態顯示問題似由飛機所引起，非屬正常系統故障

二、進行實地勘察

- 確認可疑的 LRU 是否可以回復功能
- 確定執行軟體更新／升級的流程
- 確定使用的軟體和載入設備是否可取得
- 調查其他飛機是否也發生類似情況

三、詳細記錄現場狀況和可疑的 LRU，紀錄重點在於現場狀況而不是疑似原因。

- 一份好的紀錄將可清楚表明事件發生當下的情況，例如，人機對抗進行了多長時間、是否存在任何異常情況（如其他故障或天氣）、航機位置、以及事件發生前有關操作的詳細資訊等。

四、掌握 OEM 資料

- 檢視 OEM (Original Equipment Manufacturer) 記錄的任何類似事件
- 確認審視中之軟體有否導致類似事件或狀況的可能
- 驗證軟體更新過程
- 審查並/或參與模擬測試

3.3 座艙電子系統

3.3.1 發動機指示與組員警告系統

發動機指示與組員警告系統 (Engine Indication and Crew Alerting System, EICAS) 是一種多 LRU 系統，其主要目的是處理來自多個系統的訊息，並產生飛航組員所需要的視覺和聽覺訊息。上述視覺訊息是採用顏色作為分類，每種顏色代表一種狀態，如：紅色表示警告 (Warning)、黃色表示警示 (Caution)、藍色表示建議 (Advisory)、白色表示狀態 (Status)。MFD 上的 EICAS 畫面及顏色編碼如圖 3.3-1。EICAS 所具備的資料集中處理功能，是將航機上、來自於不同系統的離散、類比和數位資料都蒐集並集中起來，

這些資料輸入系統後將被數位化並整併在輸出匯流排上，以利其他系統進一步轉換運用，例如：飛航組員警告、系統狀態指示、維護與診斷、飛航資料識別與記錄等等。

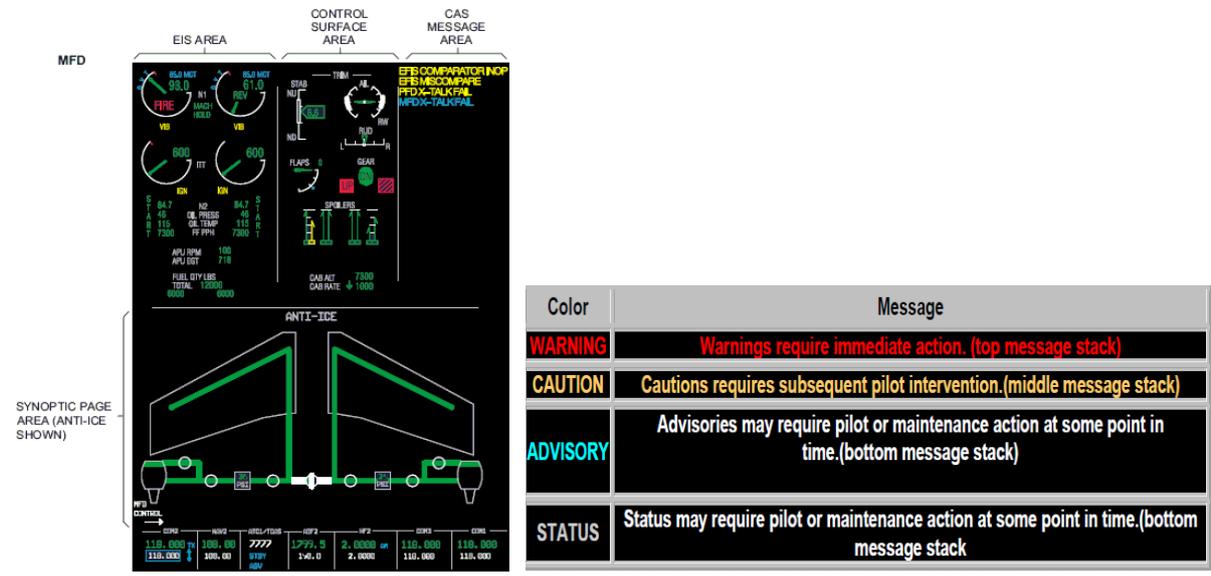


圖 3.3-1 EICAS 畫面及顏色編碼

飛航組員警告/警示系統用於向機組人員發出不同等級的警報。除了文字訊息外，還會使用燈光指示和聲響/語音向機組人員發出警報，所有警報在系統中都會被優先處理。警告/警示系統包括以下組件：燈泡驅動單元、主警告/警示開關燈號、聲響/語音警告開關燈號、警告/警示面板、語音警告控制面板、亮度調節器供電等。其中，聲響/語音警告的功能會產生以下三種警訊：(1) 注意 - 三聲或單聲的鐘響；(2) 警報音響；(3) 語音訊息。

圖 3.3-2 是 MFD 中顯示的發動機狀態資訊，圖中的發動機相關參數資料係直接從全權數位發動機控制系統 (Full-Authority Digital Engine Control, FADEC) 的電子控制單元 (Electronic Control Unit, ECU) 傳送到顯示單元呈現在螢幕上。

航機上各系統的概要或整體現況通常會在 MFD 上顯示。概要頁面中所顯示的資訊，對於調查人員來說可能非常重要。在多數情況下，概要頁面是航機系統資訊的即時呈現，多以圖形表示。如果機組人員有查看該頁面，通常他們會記得畫面上有呈現出什麼樣的異常顯示資訊。

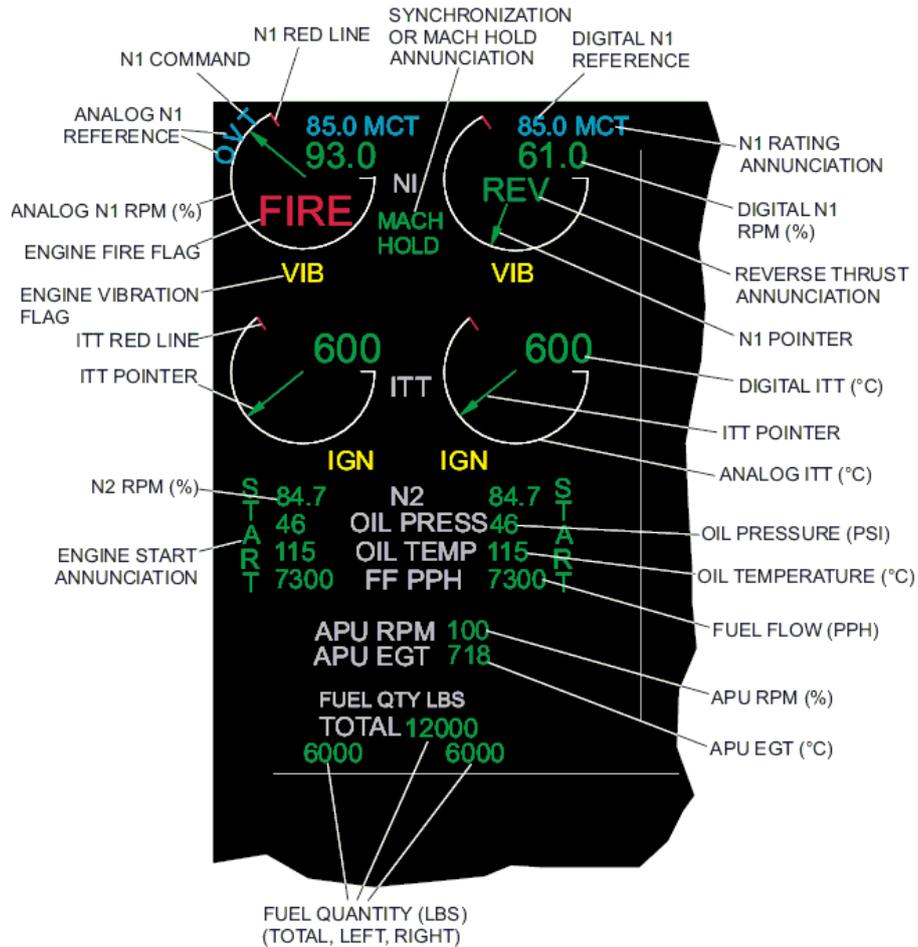


圖 3.3-2 MFD 的發動機狀態顯示畫面

3.3.2 航機機載維修系統

航機機載維修系統 (Aircraft Onboard Maintenance Systems) 是一套藉由監控 LRU 的狀態以進行故障判定的系統，可識別需要更換的 LRU 並記錄相關診斷資訊，以協助檢測和排除飛機零件問題。現今大多數的 LRU 都具備自我監控（故障偵測）並向機載維修系統報告故障的功能，且隨著 LRU 的故障偵測和監控能力越來越強大，系統也日益複雜化。LRU 所發出的訊息不僅會儲存在其 NVM (Non-Volatile Memory) 中，亦會被傳送到中央維護電腦 (Central Maintenance Computer) 上。當航機在地面時，維修系統具備對該航機上對應、相容的 LRU 進行測試的能力，這些 LRU 可進行交互測試，並且可在線以電控方式進行設定、整備。一般而言，維修系統的功能包括：查看當前故障、查看當前隱藏的訊息、航機歷史紀錄、系統參數、LRU 索引/操作、系統設定、LRU 設定資料、LRU 設定等。典型的機載維修系統內容如圖 3.3-3。

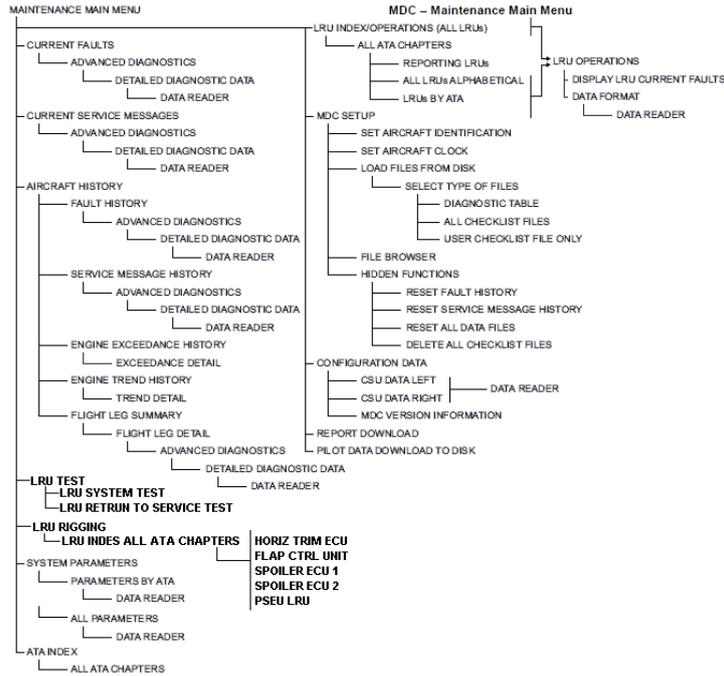


圖 3.3-3 典型的機載維修系統內容

拜科技進步所賜，現今的航機機載維修系統亦具備遠端維護的功能。當航機在運作過程中，遠端維護功能允許 OEM 透過無線傳輸的方式遠端存取機載維修系統的資料。專業人員藉由與航機的即時連線，可以進行系統故障排除並判定所需用的零件和相關支援，提供飛航組員最即時的協助。

3.3.3 電子飛行儀表系統

電子飛行儀表系統(Electronic Flight Instrument System, EFIS) 是一套蒐集、彙整各項航機狀態資料，經整合後再即時向機組人員顯示的系統。課程中，講座藉由 Bombardier Challenger CL 605 型機的 EFIS 配置來進行講解，如圖 3.3-4，其中 PFD 是採用標準的「T」型配置來顯示各項基本飛行參數，如圖 3.3-5。

EFIS 的顯示控制介面 (Display Control Panel, DCP) 有 2 套，位於正、副駕駛座位的外側廊板上，分別控制左、右座前方的顯示器，用以選擇顯示的資料內容以及呈現的格式。兩組 MFD 可選擇 3 種不同的視窗配置型式來滿足操作上的需求：分割、圖表、統計。其中，分割視窗是一般操作中最常見的配置，由四個不同的小視窗組合而成，包括：頂部視窗 - 無線電調諧區、中央上部視窗 - EICAS 區、中央下部視窗 - 目前位置平面或 3D 地圖 (Present Position Map, PPOS)、下部疊合視窗 - EICAS 概要資訊，如圖

3.3-6。此外，CL 605 型機的 MFD 還可以選配進階功能，支援電子航圖（全幅式）、增強型 PPOS（包括地理資訊、航線空域等）、天氣分布圖等，如圖 3.3-7。MFD 顯示的資料內容，則可以透過游標控制介面 (Cursor Control Panel, CCP)來進行選擇。

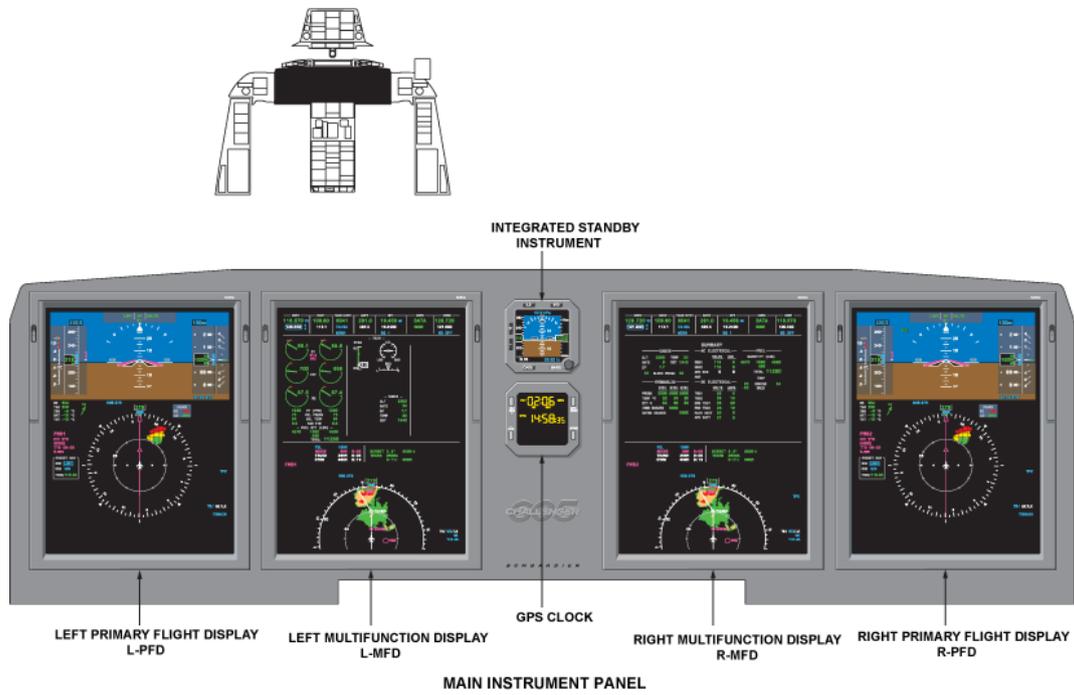


圖 3.3-4 EFIS 配置

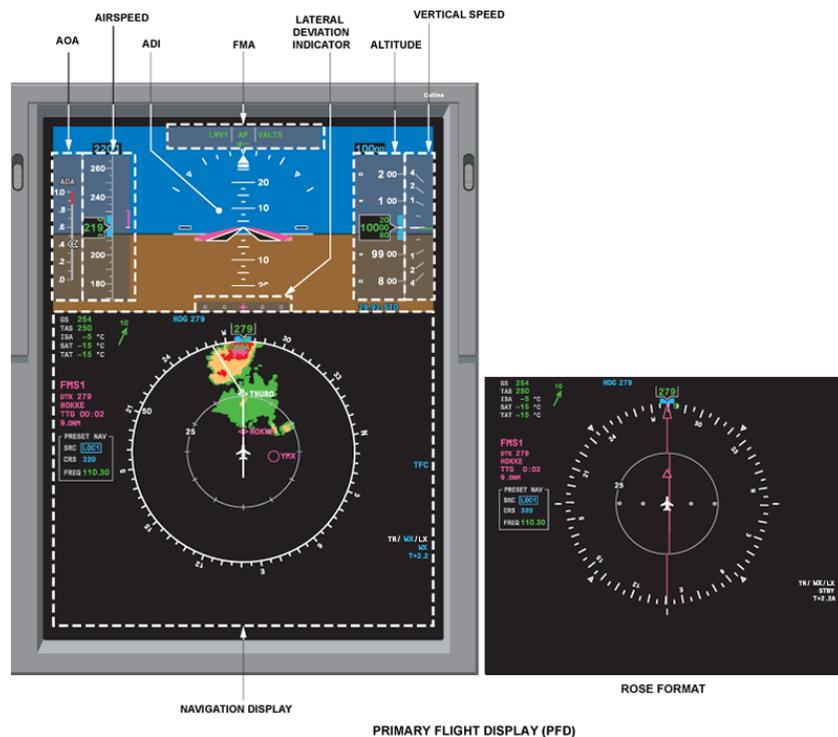


圖 3.3-5 PFD 標準 T 型配置

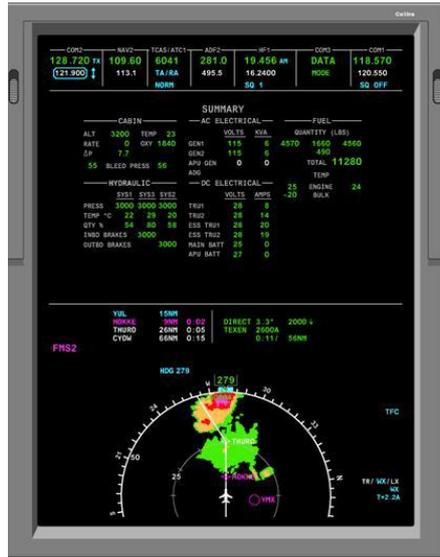


圖 3.3-6 MFD 配置



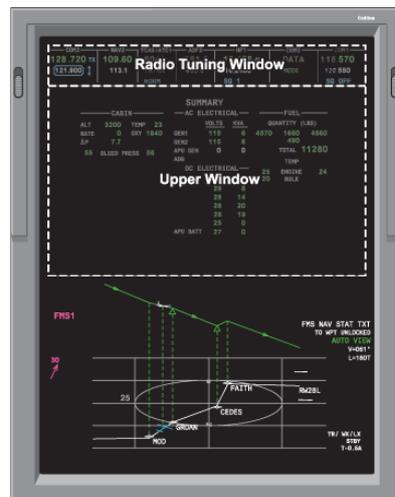
MFD - CHART (FULL WINDOW)



MFD - CHECKLIST(UPPER WINDOW) AND
OPTIONAL GRAPHICAL WEATHER
(LOWER WINDOW)



MFD - OPTIONAL ENHANCED MAP SYMBOLOGY
ON A SHIFTED PPOS MAP (UPPER WINDOW OFF)



MFD - OPTIONAL FMS 3D MAP
(LOWER WINDOW)

圖 3.3-7 MFD 進階功能

由於 EFIS 皆為液晶顯示面板，故當其中某面板遇有故障狀況時則可透過轉置選擇介面(Reversion Select Panel, RSP)來進行 PFD 或 MFD 顯示位置的切換控制。RSP 左側與右側顯示通常提供以下的選項：正常(Norm)－提供正常的 EFIS 功能；PFD REV－內側面板關閉，外側面板正常顯示為 PFD；MFD REV－外側面板關閉，內側面板顯示為 PFD。而當所選的 PFD 位置與 EICAS 顯示位置重疊時，則 EICAS 資訊會以壓縮型式呈現。RSP 的功能示意如圖 3.3-8。

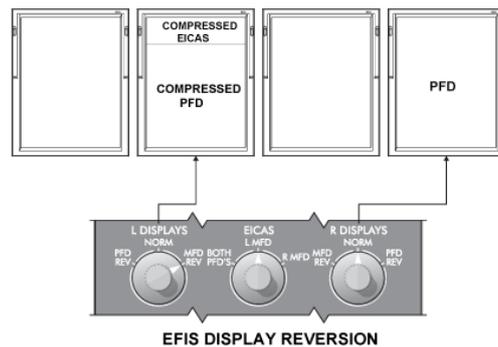


圖 3.3-8 RSP 功能

由於 PFD 資訊分別顯示在左、右不同的螢幕上，因此 CL 605 型機的 EFIS 提供有自動比對的功能(Comparators)，用以警告飛行員其所擇定顯示的主要飛行參數在左座 PFD 和右座 PFD 之間有不一致，是在可容許範圍內抑或已超過指定的警戒值。此外，系統對於接收到的資料亦會主動進行有效性檢查。當偵測到故障時，會出現紅色方框，並標示該故障系統的縮寫代碼。當某系統的所有資料都被屏蔽時，該螢幕區域則會以紅色標註作為警示。上述自動比對與故障偵測功能如圖 3.3-9。

上述飛行儀表顯示的資料中，可概分為大氣數據、航機狀態數據、以及飛航管理與定位導航數據等三大類，分述如下：

一、 大氣數據 (Air Data)

大氣數據主要包括空速與溫度，其中空速主要是藉由皮托管(Pitot Tube)量測空氣的沖壓壓力，與靜態的壓力對比來計算航空器的空速，溫度則是利用總氣溫計(Total Air Temperature, TAT)來獲取機外的氣溫。皮托管與總氣溫計的構造如圖 3.3-10，皮托管部份包括量測沖壓空氣的皮托口(pitot port)、與量測靜態壓力的靜壓口(static port)，一般皆採成對配置以消除側滑(side slip)現象

所可能造成的量測誤差。皮托管探頭必須具備除冰功能以防止因管口結冰導致無法正常量測。當遇有靜壓口遭阻塞情況時，通常會出現三種狀況：(1) 高度計維持定值且 Vertical Speed Indicator (VSI) 指示為零（無變化）；(2) 當航機以恆定速度爬升時，空速計顯示空速降低；(3) 當航機下降時，空速計指示明顯高於實際狀態。如果是遭遇皮托口阻塞，則會出現與上述三種恰好相反的狀態。

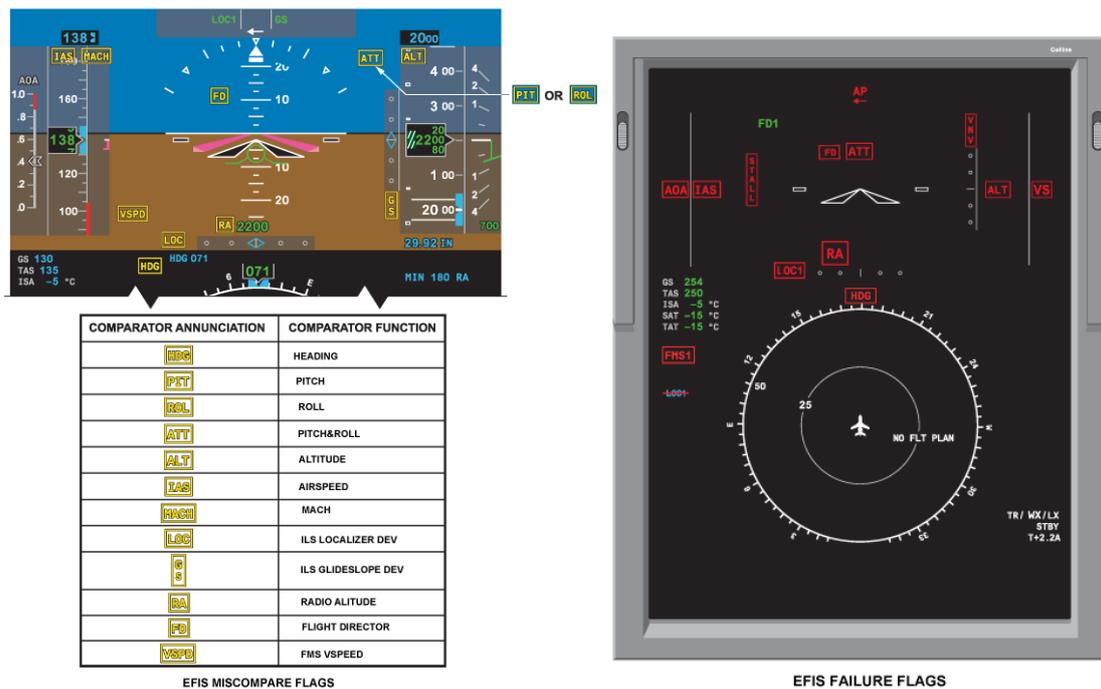


圖 3.3-9 EFIS 自動比對與故障偵測

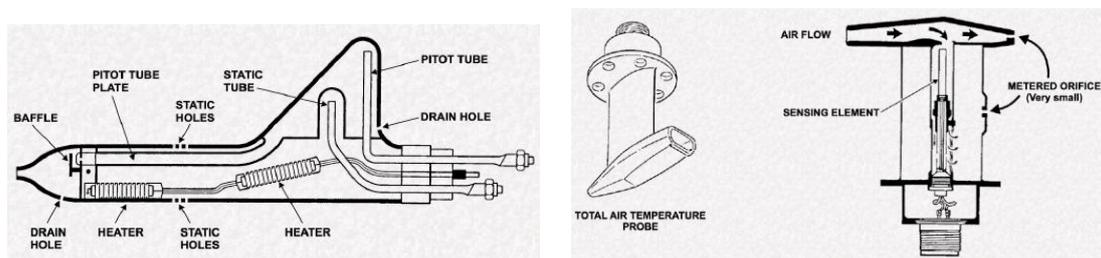


圖 3.3-10 Pitot (左) 與 TAT (右) 構造

大氣數據電腦 (Air Data Computer, ADC) 可以同時驅動多個偵測器，並帶入修正因子以獲取更準確的大氣資料參數。常見的 ADC 輸出資料包括：氣壓高度、空速、空氣密度、馬赫數、氣溫、攻角、高度與速度變化率等等，配置架構與實體照片如圖 3.3-11。

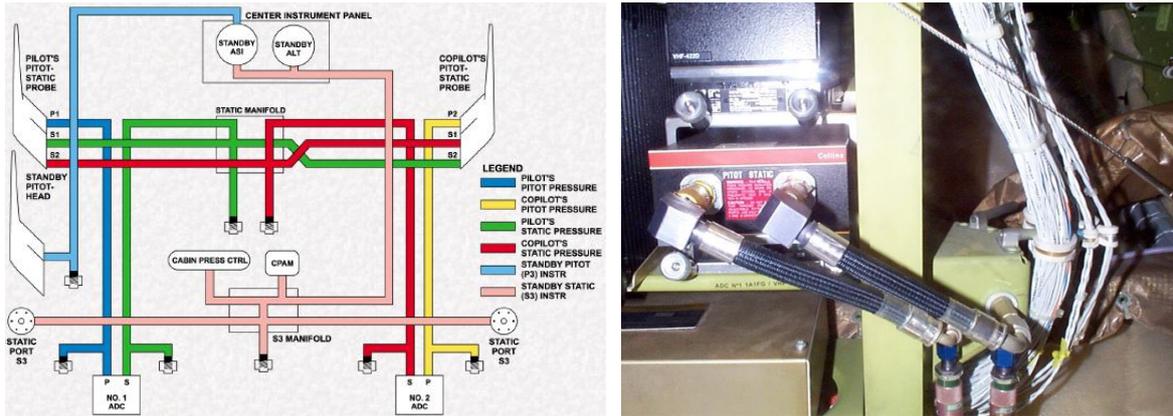


圖 3.3-11 大氣數據電腦 ADC

二、航機狀態數據 (Aircraft Generated Data)

航機於運作狀態下所產生的數據資料，可能含括事故調查所需要的資訊。一般而言，航機產生的資料類型有：飛行數據、營運數據、系統健康和狀態數據、個人資料、LRU 和 LSAP ID 數據等等，而常見的資料內容舉例如下：附時間和日期標記的事件紀錄、LASP 編號、序號與對應的模組狀態、感測器數值、故障碼與系統參數、機械系統感測器的監測數據等。航機上眾多類別的零組件，其產生的資料一般會傳送到 3 套系統上：航機健康監測單元、機載維修系統、訊息管理系統，如圖 3.3-12。而針對數據資料的來源、取得方式與可用性判釋，彙整如表 3.3-1 所列。

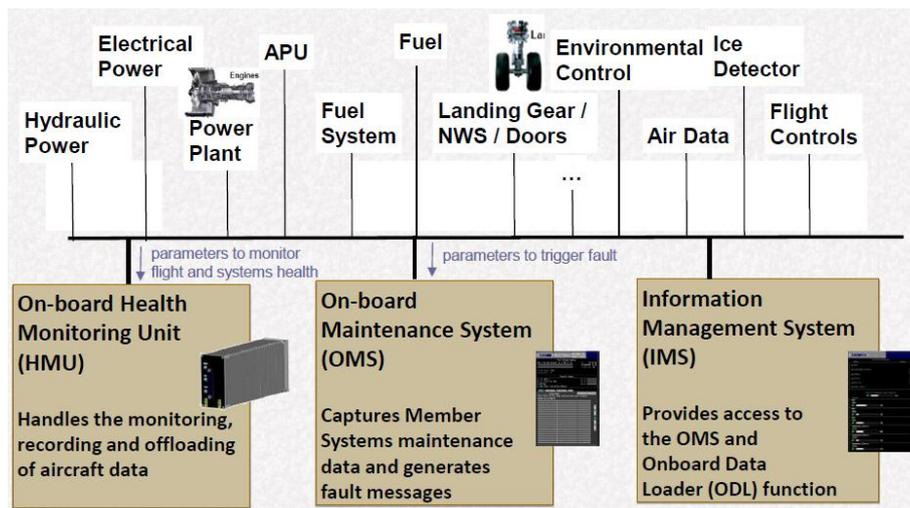


圖 3.3-12 航機數據資料管理架構

表 3.3-1 數據資料的取得與可用性判釋

資料存放位置	資料取得方式	資料可用性判釋
<ul style="list-style-type: none"> ● LRUs ● 機載維修電腦 ● 機載航機健康管理系統 ● 電子飛行包(EFB) ● 座艙語音記錄器(CVR) ● 飛航資料記錄器(FDR) ● 快速存取記錄器(QAR) ● 可攜式維護終端設備 ● 維護用電腦 ● 航空器使用人電子郵件 ● OEMs 維護支援中心 	<ul style="list-style-type: none"> ● 個人電腦上的標準軟體 ● 可攜式維護終端設備 ● 連接航機控制電腦或 LRUs (可能需要連接器和電纜) ● 一般軟體 (可連接到系統下載數據) ● 專用軟體 (解碼/讀取資料) ● 雲端/線上航機數據資料庫 	<ul style="list-style-type: none"> ● 來源 數據在哪裡 誰擁有數據 ● 準確度 數據來源 解析度 ● 可靠性 數據品質 軟體設計認證等級 ● 資料解碼能力 數據格式 ● 數據處理/過濾能力 相關資訊的取得 ● 數據資料的稽核線索 數據的有效性

在大數據(Big DATA)與網路技術快速發展的今天，航空產業亦是上述兩項技術運用的場域。大數據技術最初運用於網路產業的開發，針對大量非結構化數據進行解析處理，以從數據中獲取有用的知識與情報。目前大數據技術正開始被引用在機隊運作與維護，其中，採用 Big Data 進行航機健康管理系統地面資料中心的數據剖析，即為實際的應用案例。而在網路技術方面，星空聯盟(Star Alliance)將 E 化航機(e-Enabled Aircraft)定義為航機 IT 網路與地面管理系統（如航務運作、航機適航與維護、客艙運作等）之 IT 基礎設施的集合，用以推行新的航空業務／安全控制流程，或改進既有的流程。新近的電子化設備已不再使用點對點技術，而是採用共享通訊網路的架構，透過地面與航機之間的通訊管理系統進行訊息的傳遞。E 化架構的組成包括至少一架 E 化航機、一套 E 化地面系統、以及連接兩者的方法，以使 E 化航機具備在正確的時間接收並傳送正確的訊息給對應的組織或是個體的基本能力。同時，E 化的地面系統應具備支援航機與地面 IT 系統間電子資料串流的功能。上述 E 化架構在 FAA 的民航通告 AC119-1 中有清楚的描述，為機載電腦網路安全相關特殊條件 (Special Condition) 取得適航認證提供遵循的基準。而

快速發展且被廣泛應用的高速網路匯流排架構(Ethernet/AFDX)，也逐步的推展並運用在航空領域，其發展與應用趨勢如圖 3.3-13。

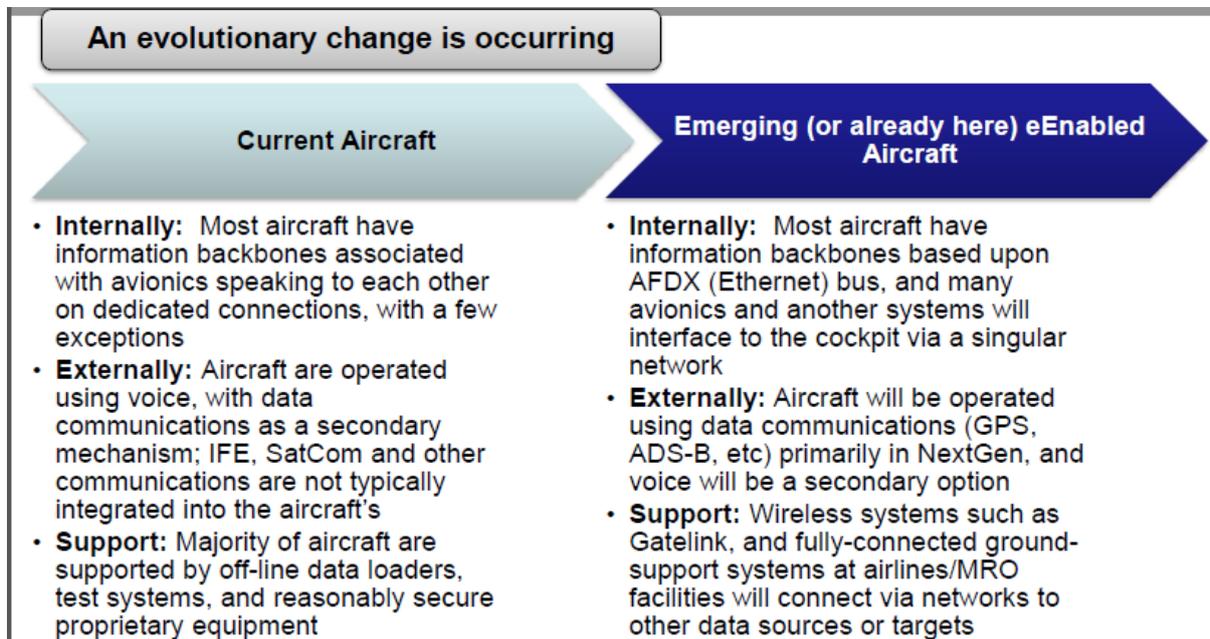


圖 3.3-13 Ethernet/AFDX 應用趨勢

三、飛航管理與定位導航 (FMS / GPS)

飛航管理系統 (Flight Management System, FMS) 為飛航組員提供一控制航機的平台，可以指定他們預畫的目的地，由系統提供水平與垂直方向的引導以順利抵達該處。FMS 包含以下運作所需要用到的資料庫：(1)導航資料庫(NAV DATA BASE)、(2)航線資料庫、(3)飛行員定義的航路航點點資料庫、(4)航機性能資料庫（含推力）。在導航資料庫中，座標系統主要是採用 WGS 84，而 FMS 計算所得之導航資料與數據會傳送到 PFD、MFD、以及自動導航系統 (autopilot)中。整體而言，FMS 可提供以下功能：

- 航路、終端及非精確進場引導
- 水平與垂直導航，並自動切換至精確進場
- 飛行計畫管理
- 多重感測器導航
- 全球導航資料庫
- 圖形與文字資料顯示
- 飛航績效管理

全球定位系統(Global Positioning System, GPS)根據衛星所提供的訊號進行解算，為航路、終端和非精確進場提供精準的位置、速度和時間測量成果。在 GPS 訊號接收機具備自主完整性監測(Receiver Autonomous Integrity Monitoring, RAIM)功能的前提下，GPS 可作為海上/遠端作業時的主要導航手段，同時也是某些航空器唯一的導航方法。為了改善 GPS 定位之水平精確度僅可達±15 公尺的情形，以滿足航機導航所需要的精確度、完整性以及可用性，於北美及歐陸地區分別開發出了 WASS (Wide Area Augmentation System) 與 EGONS (European Geostationary Navigation Overlay Service)系統，透過數量眾多的地面站提供準確的座標訊號予 GPS 訊號接收機進行解算，使得定位精度可以達到 3 公尺(WASS)與 5 公尺(EGONS)以內，即可作為航機執行到離場程序的參照依據。其他地區與國家也陸續仿效建置相似的系統以提供精確的導航服務。目前運作中、以 GPS 為基礎的精確導航系統包括：

- WAAS –Wide Area Augmentation System (北美地區)
- EGNOS –European Geostationary Navigation Overlay Service (歐洲地區)
- MSAS –Multi Functional Satellite Augmentation System (日本亞洲地區)
- GAGAN –GPS Aided Geo Augmented Navigation (印度地區)
- SNAS –Satellite Navigation Augmented Navigation (中國大陸地區)
- GRAS –Ground Based Regional Augmentation System (澳洲地區)

由於 GPS 系統是透過無線訊號來傳遞座標、定位數據資料，因此在運作過程中不免會因地形、地物的影響導致訊號接受不良、受到干擾，甚至有遭到遮蔽、介入、提供不實訊號的情形，對於飛航安全造成衝擊。常見的 GPS 干擾類型有下列 3 種：

1. GPS 干擾 (Jamming)：即阻斷、阻塞或擾亂 GPS 射頻訊號的傳輸或操作。由於 GPS 接收訊號的功率非常低，因此要製造 GPS 干擾裝置相當容易。某些軍事設施或軍事行動會使用 GPS 干擾器來隱藏、掩飾其所在的地面位置或區域，當航機的飛行路徑接近或經過時就可能會因為靠近而遭遇 GPS 干擾、無法準確定位的狀況。

2. GPS 訊號遺失(Loss of Coverage)：世界上某些地區的 GPS 衛星訊號覆蓋範圍不足，即會導致 GPS 系統無法向航機提供導航資料，而 GPS 的增益/補強系統正是此問題的解方，例如前述的 WAAS 和 EGNOS 即為實例。
3. GPS 欺騙(Spoofing)：這是透過放送虛假的 GPS 訊號來惡意操縱或欺騙 GPS 接收器，這會誤導 GPS 接收器使得系統認定它處於實際上不存在的地方，從而導致設備提供錯誤的位置資料。這類欺騙也可能改變 GPS 產生的 UTC 時間，造成導航功能發生錯誤。此現象在中東地區較為常見。

由於上述 GPS 干擾和欺騙會造成飛航安全的風險，以美國為例，DOT 與 FAA 藉由建立政府機關與企業間的夥伴關係，以共同防禦此風險。透過 ADS-B 與 GPS 的訊號比對、以及審查移動電子裝置的商用軟體(Commercial off-the-shelf, COTS)，控管並降低危害的程度。同時，FAA 亦投入次世代 GPS 接收器的研究，以驗證新的訊號傳輸標準對於干擾、欺騙的緩解能力。

3.3.4 顯示系統與電子飛行包

顯示系統的開發與進化，是為了提高飛航組員於操控航機時的感知與警覺能力，課程中針對以下三種顯示系統進行講解：合成視覺系統、抬頭顯示系統、增強視覺系統。

一、合成視覺系統(Synthetic Vision System, SVS)

合成視覺系統包含三種類型的顯示器，有助於提高飛行員的狀況警覺能力：

- 平視顯示器：包括地形提示，有助於機組人員了解飛機外部的情况。
- 主飛行顯示器：整合了所有計畫中的訊息，包括飛行途徑、路線和地形，以增強機組人員的決策能力。
- 多功能顯示器：提供關鍵策略訊息，提高機組人員對地形、障礙物、交通和天氣的瞭解。

此系統的終極目標是消除因低能見度所造成的飛航事故。透過電腦合成，向飛航組員顯示來自機載地形、障礙物和機場資訊資料庫的整合圖像，以強化其對航機的操控。合成視覺系統的顯示實例如圖 3.3-14。



圖 3.3-14 合成視覺系統

二、抬頭顯示系統(Heads Up Display System, HUD)

HUD 是用來向飛航組員顯示航機狀態、提供狀況警覺和決策引導的電子系統，使飛行員的視覺能專注在飛機外在環境，無需低頭查看儀表即可獲得關鍵資訊。HUD 可用於飛行的所有階段，並可與 SVS 和 EVS 結合使用，其上所顯示的資訊通常會儘可能與 PFD 顯示的內容一致，範例如圖 3.3.15。

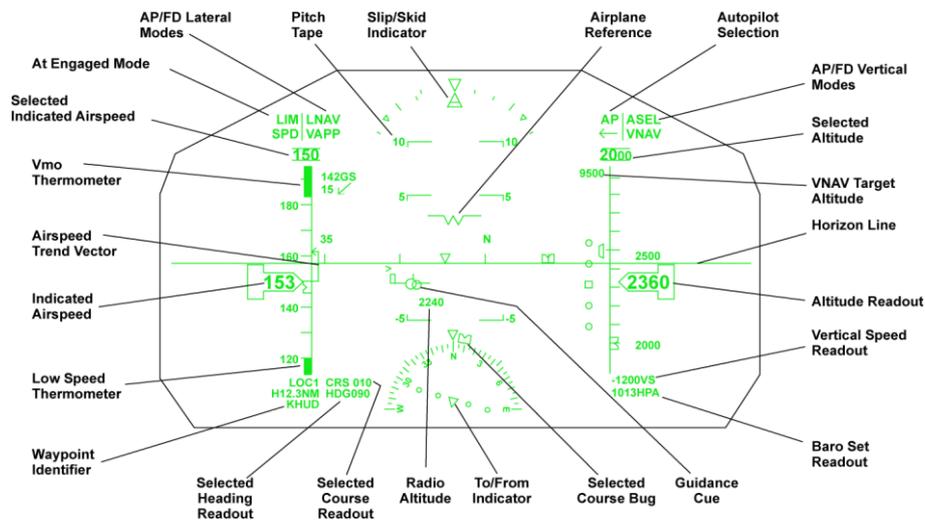


圖 3.3-15 抬頭顯示系統

三、增強視覺系統(Enhanced Vision System, EVS)

EVS 所提供的影像可協助飛行員在能見度較差、無法明確識別週遭地貌的情況下，提高對進場燈光偵測辨識、和跑道環境的視覺參考能力。EVS 還能增強飛行員在夜航時的狀況覺察，以及在操作困難條件下(通常是在不熟悉的機場)的狀況警覺能力。

EVS 通常會與 HUD 合併運作，其架構如圖 3.3-16。此外，EVS 亦可與 SVS 整合成為 Combined Vision System (CVS)，以獲取最佳的視覺輔助效果，運用實例如圖 3.3-17 所示。

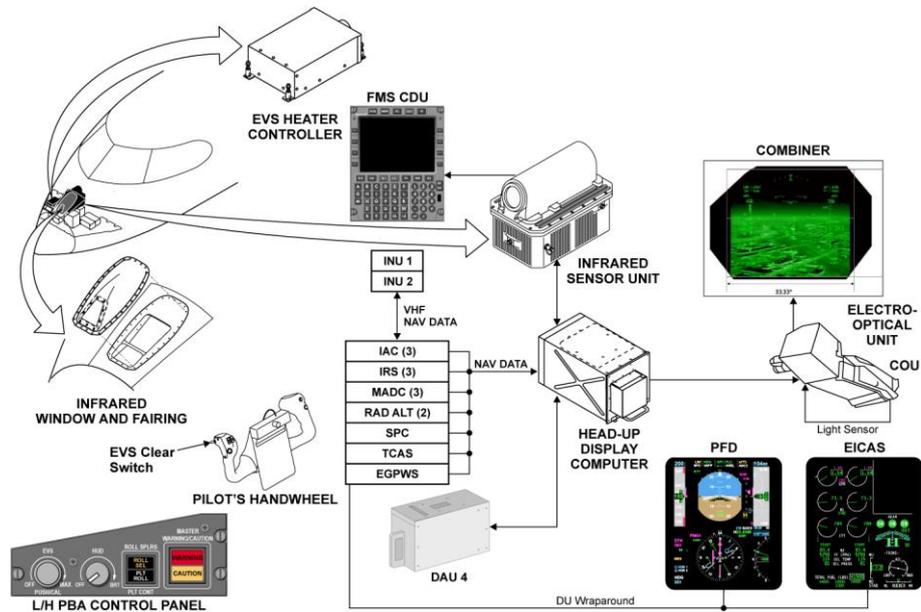


圖 3.3-16 EVS 與 HUD 整合架構



圖 3.3-17 CVS 系統實例

電子飛行包 (Electronic Flight Bag, EFB) 也是電子顯示系統的一個類別，應用場域包括駕駛艙/操控台或客艙，用以顯示各種航空數據，例如行動地圖、機場圖、即時天氣數據等等。對於飛航組員而言，EFB 還可作為性能數據和燃料計算、存放各式飛機手冊、為客艙 IFE (In-flight Entertainment) 控制器提供備份、以及許多其他應用。EFB 的應用大幅減少了飛行員於每航段所需攜帶的書籍和紙張數量。基本上，EFB 就是平板電

腦。透過安裝在飛機上的介接平台，可以將選定的參數連接到 EFB 並進行操作。EFB 的架構與設置實例如圖 3.3-18。



圖 3.3-18 EFB 架構與實例

3.4 資料紀錄與航機監測系統

3.4.1 資料紀錄系統

航機的資料紀錄系統主要包括三大元件：飛航資料紀錄器(Flight Data Recorder, FDR)、座艙語音紀錄器(Cockpit Voice Recorder, CVR)、以及緊急定位發報器(Emergency Locator Transmitter, ELT)。

一、FDR

FDR 的主要部件是具備耐撞性的資料紀錄單元(Crash-Survivable Memory Unit, CSMU)、水下定位單元(Underwater Locator Device, ULD)和三軸加速度計。FDR 從航機的飛航資料集中處理單元接收各類的監測數據資料並儲存在固態(Solid State)的 CSMU 中。FDR 具備一組 ULD，其中包含一個聲學信標、一顆電池和一個水動開關。當 ULD 遇水啟動後，其聲標訊號將可傳輸至少 30 天。三軸加速度計是一種測量垂直(上/下)、縱向(前/後)和橫向(右/左)加速度的儀器，其測量資料將會傳送到 FDR 中紀錄下來。上述 FDR 紀錄的資料，可透過連接器與地面支援設備(Ground Support Equipment, GSE)串接後讀取所記錄的飛行數據。迄今，FDR 仍然是事故調查人員仰賴的重要工具。

二、CVR

CVR 是採用記憶單元來記錄駕駛艙語音紀錄的裝置，基於安全與保安考量，CVR 具備連續記錄五個輸入源（時間和四個不同的音訊通道輸入）的能力，記錄內容包括：駕駛艙區域的聲音、機組人員無線電/對講機通訊、以及格林威治標準時間(Greenwich-Mean-Time, GMT)等資料。在駕駛艙中，設有監控和測試語音記錄器的操控介面。記錄資料的回放則需透過 GSE 來進行。一般而言，CVR 可保存飛航作業過程 30 分鐘至 25 小時的語音紀錄資料。新式的 CVR 多採用固態記憶單元進行資料儲存，乃是將音訊訊號轉換為數位格式訊號，並將資料保存在固態記憶體中，又可稱為 SSCVR (Solid-State CVR)。

三、ELT

ELT 以 121.5 MHz (VHF)和 243.0 MHz (UHF)頻率發送訊號，在 -20°C (-4°F)的低溫環境下可持續發送長達 48 小時。它還可以在 -20°C (-4°F)的溫度下以 406.025 MHz 的頻率向衛星傳輸可用於航空器識別的數位代碼，惟傳輸時間僅 24 小時。當 ELT 作動時，蜂鳴器會發出聲響，通知機組人員或地面人員系統正在運作。自 ELT 啟動後，訊號便會持續地發送直到電池組斷電（至少 48 小時）或系統重置。ELT 透過連接器與飛機的導航系統和 GPS 接收器相連以接收座標資料與訊號發送指令。

上述向衛星傳輸的遇險訊號，會國際衛星輔助搜救組織(Cospas-Sarsat)接收，由其任務控制中心(Mission Control Center)轉發給相應的 SAR (Search and Rescue)部門。Cospas-Sarsat 的目標是為全球的各地的搜救行動組織提供支援，其運作架構如圖 3.4-1。



圖 3.4-1 Cospas-Sarsat 運作架構

3.4.2 航機健康監測系統

航機健康管理系統(Aircraft Health Management System, AHMS)現已成為新世代飛機的標準配備。AHMS 的目標在於：

- 支持並使營運單位能夠做出更明智的決策
- 促進 OEM 與營運單位的合作關係以有效排除飛機故障
- 強化預測解決方案的導入，將非預期的維護事件轉變為計畫執行項目

AHMS 系統還具備廣播模式，使其能夠即時、或在達到預定的飛行階段時傳輸飛機的狀態資訊。AHMS 可儲存大量的航機資料，並在需要時傳輸給 OEM 進行分析

3.5 航機控制系統

航機控制系統包含電子飛行控制系統 (Electronic Flight Control System, EFCS)、自動飛行控制系統 (Automatic Flight Control Systems, AFCS)、以及全權數位發動機控制系統 (Full Authority Digital Engine Control System, FADEC)，分項介紹如下：

一、電子飛行控制系統 (EFCS)

滿足電子飛行控制的基本要件為：所有的飛行控制面(Flight Control Surfaces)全部皆為電氣控制，並採用液壓驅動方式作動。水平安定面(Stabilizer)與方向舵(Rudder)可以同時具備機械控制功能。飛行員使用飛行搖桿(Sidesticks)使飛機進行俯仰和滾轉（包含偏航，透過轉彎協調採間接方式進行）。飛行員對搖桿的操作會輸入電腦進行判讀，並根據其指令驅動飛行控制面以遵循飛行員的操控命令。然而，在常態法則(Normal Law)適用的情況下，無論飛行員的輸入如何，電腦都會防止過度機動以及超出俯仰軸和橫滾軸的安全包絡線。不過，與傳統飛機一樣，方向舵沒有這種保護。以 Bombardier CL 系列航機為例，機上共設有 7 具飛行控制電腦，根據常態、備用(Alternate)或直接(Direct)飛行控制法則來處理飛行員和自動駕駛系統的操作指令，這 7 具電腦分別配屬於：

- 2 具升降舵副翼電腦 (Elevator Aileron Computer, ELAC)，提供升降舵與副翼控制。
- 3 具擾流器升降舵電腦 (Spoilers Elevator Computer, SEC)，提供擾流器控制，並作為 ELAC 的備援電腦。
- 2 具飛航輔助電腦 (Flight Augmentation Computer, FAC)，提供電動方向舵控。

另外還有 2 套飛行控制資料集中器(Flight Control Data Concentrators, FCDC)，從 ELAC 和 SEC 取得資料並將其傳送至 EFIS 和集中故障顯示系統(Centralized Fault Display System, CFDS)。電子飛行控制系統之概念、架構與控制元件對應關係分別如圖 3.5-1、3.5-2、以及 3.5-3 所示。

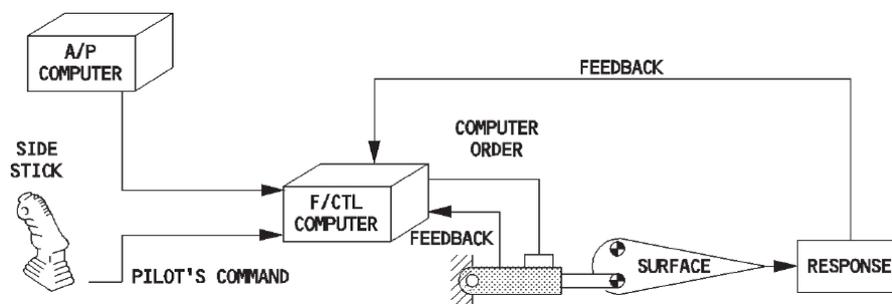


圖 3.5-1 電子飛行控制系統概念

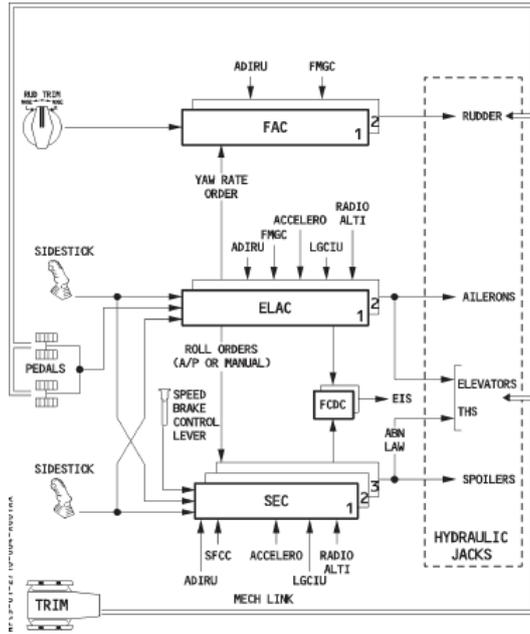


圖 3.5-2 電子飛行控制系統架構

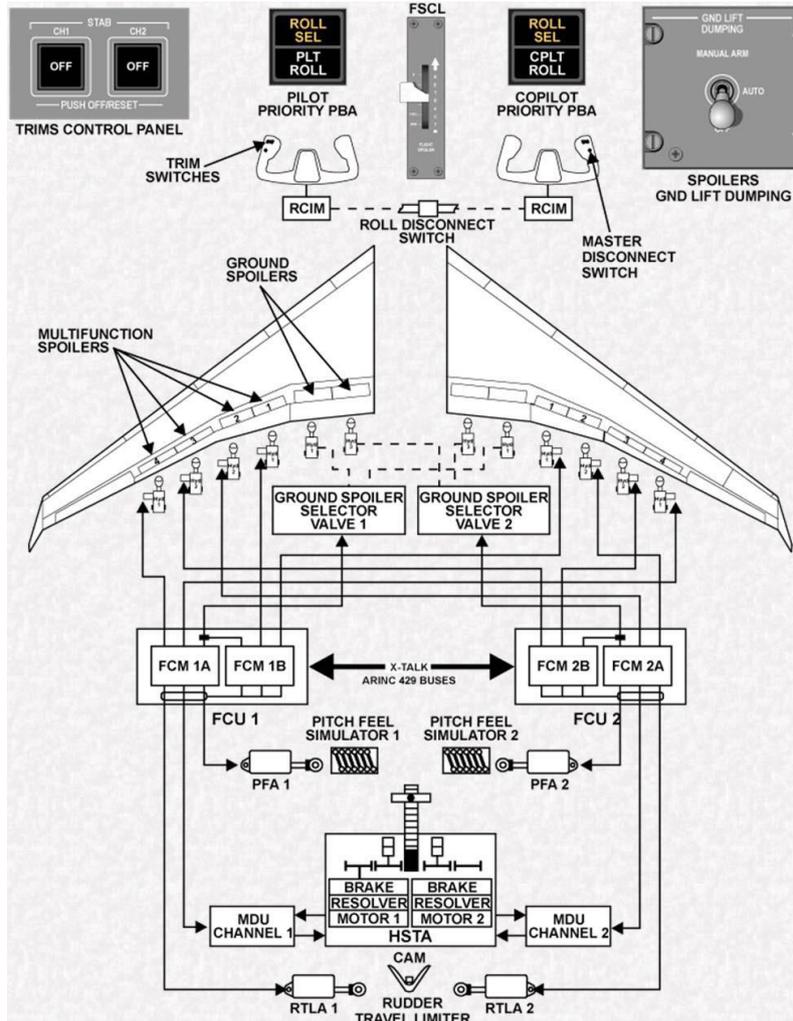


圖 3.5-3 電子飛行控制與元件對應關係

二、自動飛行控制系統 (AFCS)

AFCS 即是俗稱的自動駕駛系統(Autopilot)，通常會依據其可控制的飛機旋轉軸數量、及其複雜程度進行分類。單軸自動駕駛(Single Axis Autopilot)通常僅控制副翼，又稱為機翼調平器(Wing Leveler)。雙軸自動駕駛(Two Axis Autopilot)控制副翼和升降舵，從而控制飛機的滾轉(Roll)和俯仰(Pitch)。三軸自動駕駛(Three Axis Autopilot)則控制所有的控制面：副翼、升降舵和方向舵。AFCS 通常是指整合式三軸自動駕駛系統，其中還包括飛行指引儀(Flight Director)，所有的控制面無論在自動駕駛模或手動控制模式，其運作方式皆相同。自動駕駛使用伺服器來移動控制面，控制面上的感測器則向電腦提供回饋訊號，架構如圖 3.5-4。

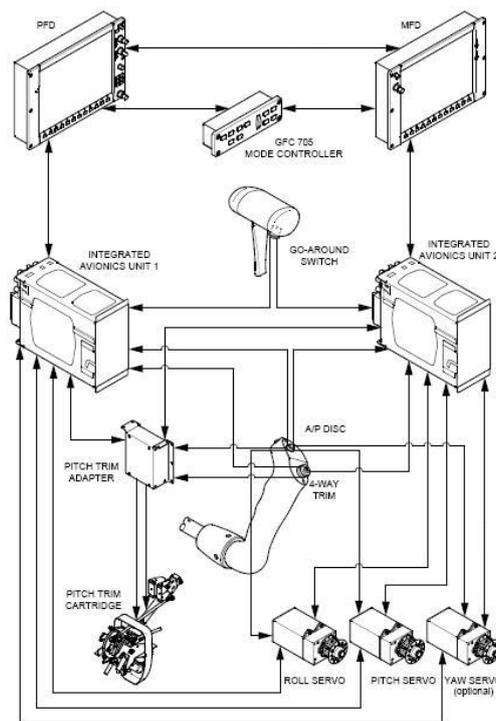


圖 3.5-4 自動飛行控制系統架構

飛行指引儀運用電腦進行航向計算，並藉由來自感測器的訊號修正計算值，然後將其顯示出來供飛行員遵循。飛行指引儀的指令透過 PFD 的指令列顯示，並在 PFD 的電子姿態方位顯示器(Electronic Attitude Direction Indicator, EADI)上向飛行員展示以提供飛行引導。在飛行過程中，飛行員可以手動方式控制飛

機，只要遵循指引儀的轉向指令操控即可。飛行指引儀最主要的功能，是在執行儀器進場期間為飛行員提供精確的飛行指引。當處於自動駕駛狀態時，飛行指引儀的指令則會直接傳送到自動駕駛系統。

自動油門(Auto Throttle)是 AFCS 的另一項功能，它可以根據自動油門電腦的計算結果來設定引擎的輸出功率水準，以維持指示空速、設定的爬升率、馬赫數或下降率。自動油門會提供最低速度保護，使航機的空速維持在失速速度以上。無論有無啟用自動駕駛，自動油門皆可設定作動。自動油門的系統架構如圖 3.5-5。

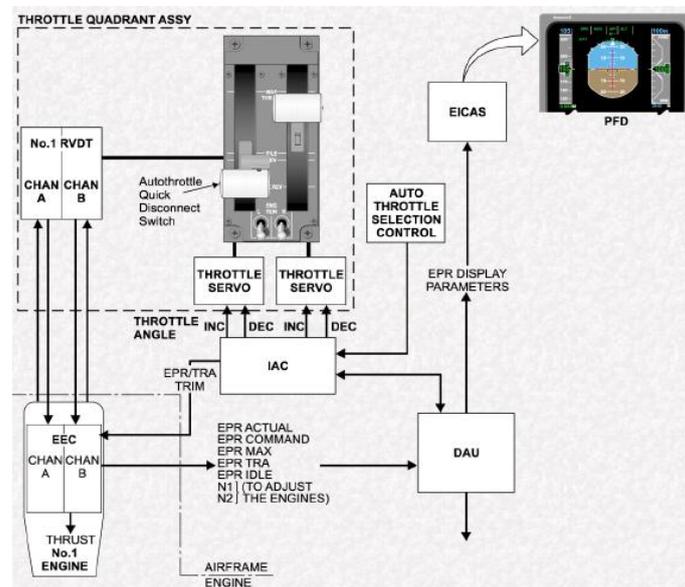


圖 3.5-4 自動油門系統架構

三、全權數位發動機控制系統 (FADEC)

FADEC 提供發動機控制和監控功能，包括下列各項：

- 控制發動機推力
- 調整發動機轉速
- 在下列狀態中控制並監控發動機燃油供給系統：
啟動、穩定狀態、暫態、正常及超速停機
- 控制壓縮器的可變幾何(Variable Geometry, VG)
- 控制點火系統
- 控制引出氣閥(Bleed Air Valve)

- 監控滑油系統
- 監測發動機振動
- 偵測發動機故障狀況
- 控制發動機狀態並監控趨勢
- 傳輸發動機參數和故障狀況數據以供顯示
- 控制發動機同步

FADEC 系統還可參考起落架系統和油門控制桿的設定來控制反推力器(Thrust Reversers, TRs)。在 FADEC 中，電子控制單元 (Electronic Control Unit, ECU) 是主要執行控制的元件，它會根據油門控制桿所設定的動力位置來控制引擎推力，同時亦使用飛行數據（地面、飛行、進場等不同狀態）和兩個發動機之間的差異來設定發動機推力。每次引擎啟動時，主控的 ECU 都會自動變換，在駕駛艙中並未告知飛行員是哪一組通道正在控制發動機，也沒有提供手動模式可進行復原或採傳統機械式連接。當控制通道出現不可復原的故障時，則需在線待機中的 ECU 作為備援。

3.6 次世代系統與網路安全

因應通訊科技、衛星與數位技術的日新月異，次世代的儀航程序、航管、助航與導航設施也逐步的發展當中，其展望如圖 3.6 所示。

美國 FAA 正計畫透過次世代航空運輸系統 (NextGen) 的建置來實現國家空域系統 (National Airspace System, NAS) 的現代化。NextGen 的目標是提高 NAS 的容量和效率，同時提高安全性、減少環境影響並改善空域使用狀態。此構想預計將透過一套全新、基於性能的導航 (Performance-Based Navigation, PBN) 航路與程序來實現，這需要具備支援 RNP (Required Navigation Performance) / RNAV (Area Navigation) 功能的航空電子設備。未來，眾多機場可能僅會提供 RNP/RNAV 儀器進場程序，而具備 RNAV 進場能力將會成為飛往該機場的唯一方案。另一方面，RNP/RNAV 系統還可兼容於廣播式自動回報監視系統 (ADS-B)，接收其輸出資料作為航管、導航、空中防撞系統的參考。

另一項次世代系統，則是衛星與地面導航設備訊號的結合應用，例如 WAAS-LPV，即是將 WAAS 與具備垂直導引的左右定位台 (Localizer Performance with Vertical

guidance, LPV)訊號於導航系統中進行整合運算，即可獲得相當於 ILS CAT I、最低進場高度 200 呎的精確導航成果，使得未配置 ILS 的機場也能如同有 ILS 的機場一般運作，減少誤失進場與環繞等待，能夠有效地改善機場交通。

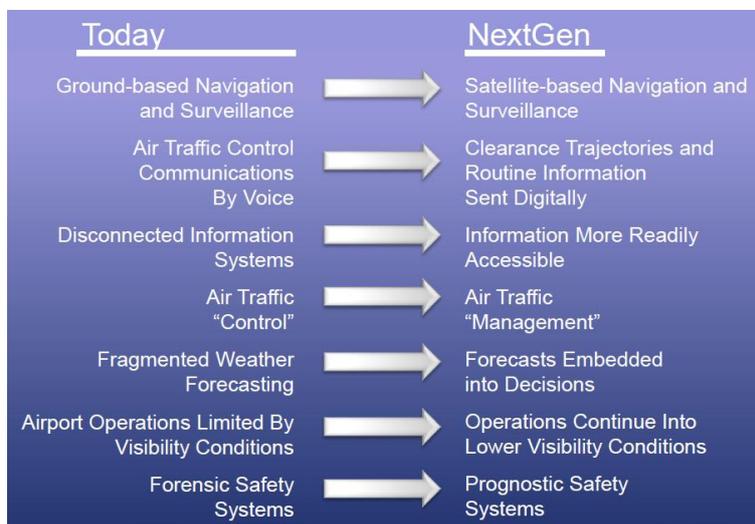


圖 3.6 次世代系統展望

目前的航機設計採用了多項先進技術，亦包含網路架構，使得未經授權的人員有可能經由網路進入飛機控制網域(Aircraft Control Domain)、形成資安漏洞，有可能引致電腦病毒與蠕蟲竄入或人為蓄意破壞，造成系統錯誤、以及對飛航安全和維護至關重要的飛機電子資產如網路、系統和資料庫發生損壞的情形。

網路安全是指防止網路攻擊或減輕其影響的任何技術、方法或對策。網路攻擊是指未經授權而存取網路、電腦系統或數位設備，故意竊取、洩漏、更改、停用或破壞資料、應用程式或其他資產的行為。網路安全可以從下列 3 個面向來探討：

- 網域安全：網域安全可防止未經授權存取網路資源，並偵測和阻止正在進行的網路攻擊和網路安全漏洞。同時，網域安全有助於確保授權使用者能夠安全、及時地存取所需的網路資源
- 端點安全：終端設備（如：伺服器、桌上型電腦、筆記型電腦、行動裝置等）仍然是網路攻擊的主要入口點。端點安全可以保護這些設備及其使用者免受攻擊，同時也保護網路免受利用端點發動攻擊的對手的侵害。
- 應用程式安全：應用程式安全保護在終端和雲端運行的應用程序，防止未經授權的存取和使用應用程式及相關資料。它還可以防止駭客利用應用程式設計中的缺陷或漏洞侵入網路。

FAA 針對航空器的機載網路系統的作業安全發布了民航通告 AC119-1A，作為機載網路系統安全認證的參考與遵循依據，其中並要求業者必需建置 ANSP (Aircraft Network Security Program)，航空器使用人必須開發和維護一個兼具廣度和細節、全面性的 ANSP 以實現下列目標：

- 確保資料安全、有適當保護，防止飛機外部未經授權的設備或人員進行存取。
- 確實識別和評估營運單位所屬機隊、航線和維護作業的特定安全威脅，並實施風險緩解策略，以確保航機的持續適航性。
- 防止對飛機網路、系統和軟體進行惡意或不經意的更改，包括可能由維修作業引致的更改。
- 防止來自飛機內部、未經授權的存取。

惟須注意的是，航空器使用人的 ANSP 不應涉及與獨立飛機測試、適航認證系統有關的內容，否則可能導致不符合型別設計或檢定項目而造成飛機的不適航狀況。

3.7 電子系統接線調查

在航空電子領域，Galler 和 Slenski⁵ 認為電氣設備或系統內部的交互連接問題是導致設備故障的主要原因，約佔整體故障的 36%。美國空軍的一項研究亦支持這項發現，報告指出約有 43%的電氣系統相關事故是由於連接器和電線造成⁶；同時，在其頒布的“*Aircraft Mishap Investigation Handbook for Electronic Hardware*”一書中明確指出，電氣故障可能是導致事故發生的原因之一，相關的電氣設備可以提供有關飛機系統狀態的資訊，而該電氣設備可能是引致火災的火源。在飛機上，無論安裝在任何區域，只要是用來連接兩個或多個預定端接點，以進行電能傳輸的任何電線、接線裝置或其組合，包括端點裝置，就是電氣線路連接系統(Electrical Wiring Interconnect System, EWIS)的一部份，包括：電線電纜和母線、電氣設備上的端點、連接器及連接器配件、電氣接地和接合裝置、電氣連接器、電線保護材料（包括絕緣層、套管和導管）、遮蔽層或編織層、用於佈線和支撐線束的夾具與相關裝置、電纜紮帶、標籤或其他識別方式、壓力密封、以及在層架、面板、機架、接線盒內部的 EWIS 組件等。在眾多與電子設備有關的飛航

⁵ D. Galler and G. Slenski., “Causes of aircraft electrical failures”, Aerospace and Electronic Systems Magazine, 6(8):3–8, Aug. 1991.

⁶ S. Sullivan and G. Slenski., “Managing electrical connection systems and wire integrity on legacy aerospace vehicles”, Proceedings of the FAA Principal Inspectors and Engineers Workshop, Seattle, USA, 2001.

事故中，有很大一部分是由於連接故障所引起，電線和連接器都同屬於此類，大抵可劃分為三種情形：

- 污染：為連接器故障的主因；
- 磨損：為線路故障的主因；
- 連接器和半導體故障：為印刷電路板故障的主要原因。

飛機上通常使用三種類型的電力，包括：

1. 引擎驅動的發電機輸出 120/208 三相交流電源，頻率為 400Hz。系統提供 120 伏特、單相負載的相電壓(line-to-neutral voltage)，以及 208 伏特、三相負載的線電壓(line-to-line voltage)。中性線接地至機身，作為保護和供短路檢測使用。
2. 28 VDC 直流電源，由蓄電池提供。蓄電池通常是傳統的鉛酸電池，但在許多應用中，新型飛機已開始使用鋰離子電池，主要用於發動機啟動、儀表照明、馬達致動器與相關應用。此電源非常適合有大電流需求的應用。
3. 270 VDC 直流電源，提供予在高電壓下運作的現代設備使用。270 VDC 配電的優點在於，相較於同一功率額定值的終端設備，它所需要的傳導設備體積和重量均較小。大多數的電子設備會在其內部將 270 VDC 轉換為較低的電壓。

在調查過程中，機身布線之所以會受到關注通常有三個原因：

- 線路故障可能導致飛機關鍵系統故障或誤操作；
- 線路故障產生的電弧和火花是潛在的起火源；
- 線路狀況可能反映飛機關鍵系統的狀態。

電線會因各種機制而呈現不同形態的損壞。廣義而言，電線損壞的原因不外乎三種情況：電氣(electrical)、機械作用(mechanical)、火災(fire)。以下列出常見的電線損壞特徵，調查過程中詳細觀察這些特徵將有助於識別可能的電線故障成因：

- 再結晶(Recrystallization)：如果將金屬絲加熱到再結晶溫度，晶粒結構就會轉變。可以在經過適當準備的導線橫截面的顯微鏡照片中觀察到晶粒結構的變化
- 珠狀端點(Beaded Wire Ends)：焊珠形狀是電弧現象的特徵，表示溫度已遠遠超過熔點。
- 金屬轉移(Metal Transfer)：電弧中發生金屬轉移是由於組成金屬的熔化及其與電弧等離子體的相互作用。

- 杯錐狀斷裂(Cup-and-Cone Fracture): 當延展性材料承受的拉伸負荷超過其拉伸強度時，可能會發生杯錐狀斷裂。
- 絕緣破壞(Insulation Failure): 絕緣破壞是絕緣材料遭受強大的電氣擊穿。這通常歸因於不良的電弧耐受能力，是由於絕緣材料的碳化所引起。
- 絕緣層的熱損傷(Thermal Damage to Insulation): 聚合物電線絕緣層在高溫下容易損壞。它們的導熱性也很差，因此損壞通常僅限於靠近熱源的絕緣層部分
- 導體變色(Conductor Discoloration): 導體的變色是由於熱暴露引起的，也是塗層材料氧化和吸收到銅的結果。

現場檢查時，必須儘可能在不影響損壞性狀的前提下，以最簡易的工具進行觀察、量測和記錄，放大鏡和萬用電表是執行此工作的最佳工具。現場檢查的目的主要是確認需要拆除哪些電線送到實驗室進行分析，以進行下列判斷：

- 是否為火災的起源？
- 有否導致重要的機上系統故障？
- 有否隱含事故發生的可能情景或相關信息？

一旦確認在某特定的子系統中有上述跡證，調查人員則可進一步尋找任何非均勻損壞，包括：絕緣層損壞或變色、導線熔化、珠狀端點、磨擦損傷…等等，並可運用表 3.7 進行紀錄。

本節最後，講座引用美國環球航空(Trans World Airlines) TWA800 航班的事實的調查報告，來說明電子系統接線可能造成的影響。在該報告的調查發現中，有 3 項與電子系統接線有關：

1. 在非屬傳統須進行檢查的區域中，發現有線路損壞，顯示目視檢查對線路缺陷的偵測研判有其侷限性；
2. 清楚呈現低壓電氣系統作為引燃火源的可能性；
3. 記錄顯示電線和其他電氣系統有老化/退化的情況。

而傳統電線於製造過程中所使用的熱軋印記(Hot Stamp Mark)，可能會造成表皮的破損與減少絕緣層厚度，使得電線的絕緣、抗電弧能力降低而有引發火花、造成火災的風險，如圖 3.7 所示。

表 3.7 電子系統線路狀態檢查表

CONDITION	YES	NO
Electrical Overcurrent		
Recrystallization		
Discoloration of conductor		
Discoloration on inside surface of insulation		
Uniform damage		
Electrical Arcing		
Beaded wire ends		
Material transfer		
Nonuniform damage		
Insulation Failure		
Chafing		
Carbonized insulation		
Nonuniform damage		
Mechanical Failure		
Cup/cone fracture surface		
Elongation of wire end		
External Thermal Damage		
Insulation damaged on outside vs. inside		
Recrystallization		
Nonuniform damage		
Insulation resistance changes		

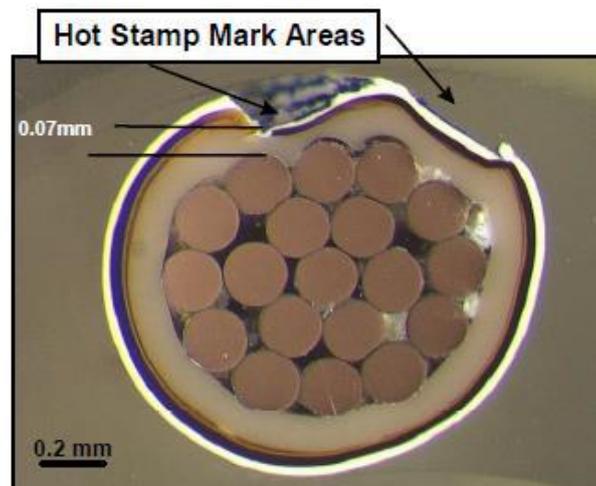


圖 3.7 熱軋印記損傷

3.8 電子系統連接器調查

連接器(Connectors)作為接線的端點，使線組得以確實與設備相連以傳遞訊號或電力。連接器不會含有任何與其所連接設備的狀態資訊，對於連接器故障調查的主要關注點，在於其可能是引發事故的潛在肇因。圖 3.8-1 是典型的連接器切面，採橫斷面的形式顯示以說明其內部零件，包括：

- 插座(Receptacle)具備針腳，通常安裝在設備上（俗稱公頭）。
- 插頭(Plug)具備針座，通常安裝在線束的末端（俗稱母頭）。

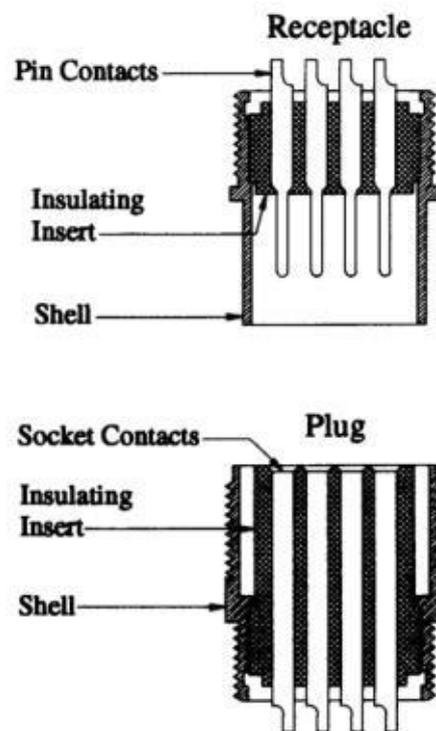


圖 3.8-1 典型連接器切面

接頭連接後的阻抗狀況通常須透過電阻測量來檢測，一般會以連接器適配部件兩側端頭間測得的電阻為準，此方式將包括電線到針腳的整體電阻。有時，也會直接在針腳、焊座或壓接區的裸露部位進行測量。接頭連接電阻過高的原因可能有以下幾種：腐蝕、針腳與針座配合不良、壓接或焊接品質衰退等，其中又以腐蝕所造成的影響較大，特別是美國的軍用航空器，連接器腐蝕問題層出不窮。腐蝕的主要成因是污染和濕氣，偶然進入到連接器的濕氣或大量液體，可能會導致針腳腐蝕、損害絕緣材料並引致各種性狀的故障。腐蝕現象如圖 3.8-2，其過程可概括如下：

- 鍍金過程因分布不均勻產生孔隙；
- 磨損性污染物沾附與日常使用會加劇鍍層損壞；
- 污染物進入連接器並沉積在接點上；
- 暴露的卑金屬在潮濕的情況下與表面污染物發生反應；
- 腐蝕過程降低接點的電氣和結構完整性。

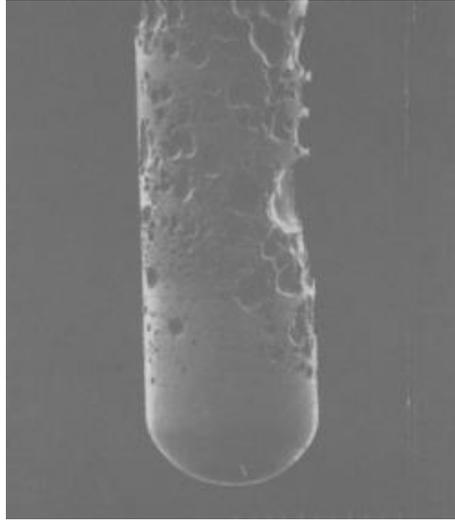


圖 3.8-2 針腳腐蝕現象

在調查作業過程中，執行現場檢查的目的是確定需要拆取哪些連接器以取回進行實驗室分析。如果存在以下的可疑情況，則與連接器有關的資訊將是蒐集的重點項目：

- 可能的火災起源
- 導致機上系統故障

如有以下目視跡象，則顯示需要作進一步的實驗室分析：

- 外殼有腐蝕或變色的跡象
- 表示液體可能滴在連接器上
- 連接線有變色跡象
- 所連接設備出現無法解釋的故障

而在進行現場拆取作業時，對於小型的 LRU 或其他較小的可移動設備，最好能將連接器完好無損地拆除，並將所有在同一線束、安裝在同一設備上連接器的部件一起拆取。如果連接器與線束集成為一體，則應同步拆除線束的各段。剪斷線束時，在連接器的每一側至少須保留 1 英尺，並應在切口的兩側作標記，以便日後辨識。

3.9 微電路故障原因調查

本小節的授課內容主要參考“*Aircraft Mishap Investigation Handbook for Electronic Hardware (WL-TR-95-4004)*”一書的第 5 章「印刷電路板」及第 6 章「微電子學」。

電路板的製造是一個複雜的過程，涉及多種材料處理程序與步驟。從故障分析的角度來看，電路板是調查人員可能遭遇到最複雜的結構之一。它們涉及複合基板材料、電鍍和焊接工藝、高密度互連電路和複雜的微電子設備。此外，電路板在運作時還要承受巨大的機械應力和環境壓力。由於這種複雜性，調查人員在分析電路板故障時需要進行多個面向的檢查以發掘可能的故障。在電路板的構造上，可以分為單面板(Single-Sided)、雙面板(Double-Sided)以及多層板(Multi-Layered) 3 種。單面板為單一板材，僅在一面有線路，其上面布有用於放置元件與引線的孔洞，孔洞內側表面無鍍層。雙面板也是單一板材，但是在板的兩面均有布設線路，板上設有用於放置元件引線的孔、和用於連接兩面線路的過孔。孔的內表面通常經過電鍍，稱為電鍍通孔(Plated-Through-Holes)或 PTH 結構。多層板的雙面與內側表面均有配置線路。多層板（或稱 MLB）可被視為多片雙面板、透過中間的絕緣板材層壓在一起。元件安裝孔和通孔的內側表面都有電鍍。多層板的構造如圖 3.9-1。

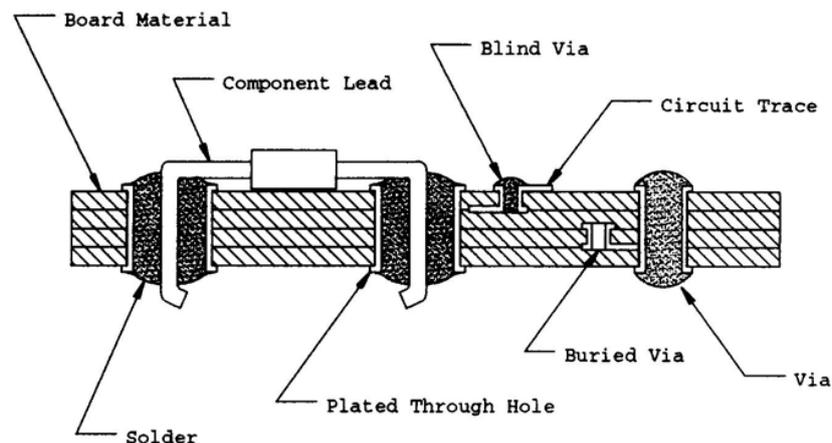


圖 3.9-1 多層板構造示意圖

而在電路板的類型上，又可概分為傳統印刷電路板和軟性印刷電路板 2 種。傳統印刷電路板(Printed Wire/Circuit Board, PWB/PCB)的表面安裝元件可為有引線或無引線，採點焊方式置於電路板表面的焊盤上。採用表面黏著技術 (Surface Mount Technology)的印刷電路板幾乎都是多層的。SMT 和 PTH 有時會在同一塊電路板上混合運用。柔性印

刷電路板，又稱柔性電路，通常用來連接構造、形狀不同的 PWB。聚醯亞胺薄膜為大多數柔性電路板所使用的基材。一般情況下，銅電路布線會被上、下兩片薄膜壓在中間。柔性電路結構亦可滿足 PTH 和 SMT 的安裝需求。層間的黏合劑通常為聚酯材料。

對於任何類型的微電路，都應遵循以下的預防措施以作為保護，尤其是處理非揮發性記憶體或固態儲存設備時：

- 在處理/裝運前應將電路板裝入防靜電袋中
- 請勿拆解或斷開電路板上裝載的電池
- 不要暴露於 X 光或強烈的紫外線中
- 留意設置於電路板邊緣的連接器，避免短路或連接

矽晶片上有眾多的半導體，也是積體電路(Integrated Circuit, IC)的核心元件，透過導線架(Lead Frame)連接到 PCB。因此，導線架是矽晶片的電子端子(也稱為凸塊, Bumps)與其周邊電路(PCB)連接的橋梁。矽片上的凸塊由金製成，並以金線或鋁線透過接合技術連接到導線架完成連接。IC 基本上由矽製成，但其他金屬如金、銀、銅、鋅、鋁或它們的合金也被應用在不同用途，如連接引線、凸塊等。在過去數年間，IC 的尺寸已經縮小了 10 倍以上，目前在 PCB 上的元件間距約為 5 微米(microns)，而在 90 年代中期，間距則為 100 微米。零件尺寸和間距的減少，使系統更容易受到腐蝕問題的影響。因此，如果組件沒有得到良好的保護，即使是微小的環境影響也可能造成巨大的損害。

在調查過程中，會將重點放在微電子設備的原因可能有：

- 微電子設備有未確實執行指令的情形，並在事故中扮演了關鍵角色；
- 事故發生後仍能運作的微電子設備可能提供線索，說明飛機上哪些設備在事故發生前運作正常；
- 可能包含有關事故發生前、或事故發生期間的飛機狀態數據。

從 20 世紀 80 年代末期開始，隨著非揮發性儲存設備使用的增加，從微電子設備中取得事故相關資料的可行性越來越高，也促使相關的應用技術與分析工具應用愈趨成熟。現今所運用的 IC 中，約達 81%的電子系統使用「現場可程式化邏輯閘陣列」(Field-Programmable Gate Array, FPGA)，它具備可由使用者重新設定其功能，以適配執行所指派任務的特性，因此被廣泛地運用。然而，由於大多數的 FPGA 均採用球柵陣列(Ball

Grid Array)方式封裝，因此可能發生焊球斷裂的故障狀況，特別是高應力區域、以及封裝和晶片的角落，通常會是最先故障的區域，如圖 3.9-2 所示。

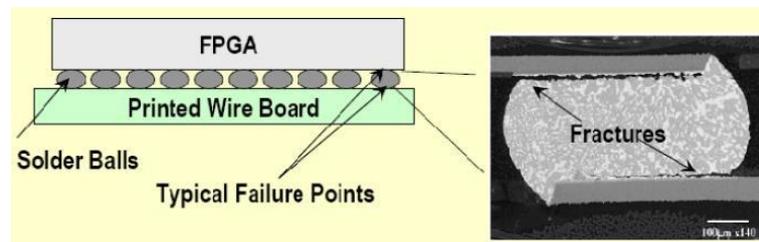


圖 3.9-2 FPGA 封裝與常見故障性狀示意

微電子設備常見的故障原因有：電壓過高、電流過大、污染與腐蝕、引線黏合(Wire Bond)失敗或連接失效、衝擊損傷、熱損傷或受熱膨脹不均勻、電氣特性改變等。其中，PWB 的熱損傷會隨著暴露程度的增加而愈來愈嚴重，各階段的進程約略如下：變色→焊料熔化→塑膠部件包裝開裂和燒焦→外層電路布線分離→基板分解→多層印刷電路板開始呈現層間分離→基材變黑、分解。而在實驗室中進行 PWB 失效分析的程序則包括：敷形塗層 (Conformal Coating, 俗稱三防膠) 去除、焊點檢查、絕緣電阻測試、冶金試驗樣品製備等。至於 IC 的失效分析，通常需在實驗室中進行，其檢查、測試的流程如下：去蓋、解除封裝、鈍化層清除、光學顯微鏡檢查、SEM 電壓對比值測試、SEM 電子束感應電流(Electron Beam Induced Current, EBIC)測試、非揮發性記憶體(NVM)測試、其他指定測試等。

執行現場調查作業時，只要情況許可，就應該將附有微電子設備的整體組件從事故現場移出並妥善保管。如果設備可以拆卸，則應在包裝運送前將所有連接器加蓋或採取類似的保護措施。鬆散的電路板應包裹在防靜電袋中，具導電性質的包裝材料不可作為替代品，且應盡一切可能保護設備免受 X 光、靜電或意外通電的影響。以下臚列有關微電子設備在現場調查作業時的注意要點：

- 具有異常外觀，表示存在熱故障或電氣故障
- 內含這些元件的設備可能有故障情形
- 識別這些元件可能會揭示某些嚴重受損設備的屬性，或可提供導致分解和撞擊的原因與線索
- 設備可能含有非揮發性儲存元件，這些元件可能在事故發生期間記錄了數據

微電子設備的現場檢查僅限於調查人員肉眼所能看到的範圍，故手持放大鏡或低倍率便攜式顯微鏡為進行現場檢查的最佳工具。多數情況下，人們對微電子設備的興趣係來自懷疑，而不是直接觀察其外觀。而針對微電子設備常見的故障肇因，講座針對常見的「晶鬚」(Tin Whiskers)以及「輻射效應」(Radiation Effects)等兩項作講授。

晶鬚又稱錫鬚，是錫的一種晶體結構，有時會由作為終飾面的錫（尤其是電鍍錫）表面生長出來，具有導電性。據觀察，錫鬚的長度可達數毫米(mm)，在極少數情況下其長度甚至可超過 10 毫米。在已知的電子系統故障中，有許多都是由錫晶鬚引發的短路所造成，主因是錫晶鬚將間距接近、電位不同的電路元件連接在一起。歐盟於 2003 年 2 月通過的「有害物質限用指令」(Restriction of Hazardous Substances Directive, RoHS)，限制了鉛、汞、六價鉻以及阻燃劑的使用，間接導致錫鬚的影響增加。錫鬚會在無預警的情況下從錫焊料中長出，並深入電子元件內部。據估計，自 20 世紀 40 年代首次發現因錫鬚而造成的短路現象以來，由類似情況所造成的相關儀器、設備損失已高達 100 億美元。錫鬚的外觀與 NASA 所進行的錫鬚 10 年生長試驗照片如圖 3.9-3 所示。

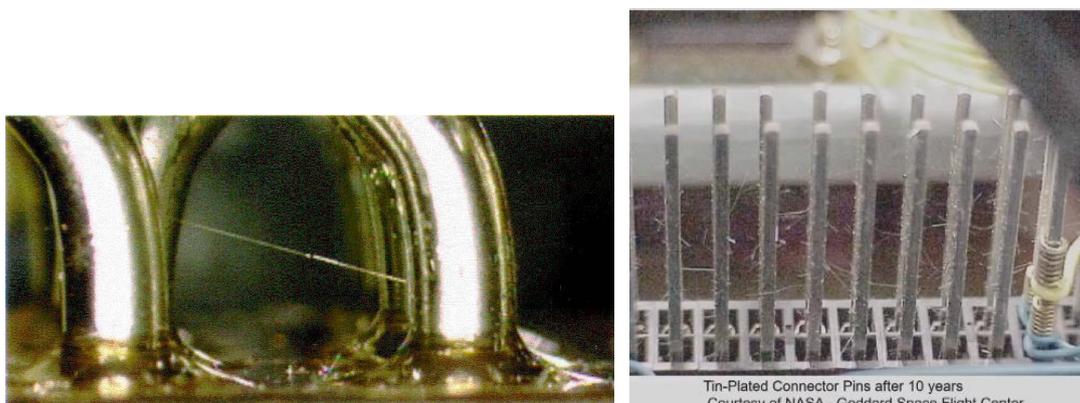


圖 3.9-3 錫鬚外觀（左）與 10 年生長試驗成果（右）

輻射效應又稱為單粒子效應(Single Event Effects, SEE)，係指由高能量中子(Nutron)或阿爾法粒子(Alpha Particle)的輻射現象所導致的積體電路故障，簡述如下：

- 中子輻射：高能中子存在於大氣和地面，是由大氣氣體與來自太陽和深空的高能量亞原子粒子相互作用而產生的。中子撞擊半導體積體電路中的矽原子會導致重離子的噴射。這些重離子可以引起瞬時電流脈衝，從而導致儲存單元或二進位正反器的資料發生變化。

- 阿爾法輻射：阿爾法粒子是由自然產生的放射性同位素發射的。它們可能是造成嚴重資料混亂的根源，導致二進位正反器和記憶體單元的內容改變狀態，從而導致 FPGA 中的資料損壞。這些錯誤被稱為“軟錯誤”，因為二進位正反器和記憶體並沒有永久損壞。

3.10 調查案例研析

在本次課程的尾聲，講座透過其親身參與、有關電子系統故障所引致的重大意外事件調查案，帶領學員們一同研析。本案為 Bombardier Challenger CL604 型機 HSTCU (Horizontal Stabilizer Trim Control Unit)所引發、對飛航操作產生嚴重影響的事件。

大多數客機和運輸機都採用了可調式水平穩定器(Trimmable Horizontal Stabilizer)的設計，適配於水平尾翼上，可以根據飛行員或自動駕駛儀的輸入來調整水平尾翼的配平，控制飛機的俯仰和姿態，以穩定飛機在俯仰軸上。當飛機處於配平狀態時，穩定器的表面會與升降舵保持對齊，從而有效減少阻力，確保最佳的升降舵效率。Bombardier Challenger CL604 型機亦採用此設計，配有雙通道的 HSTA (Horizontal Stabilizer Trim Actuator)以及 HSTCU。電路圖如 3.10-1 所示。

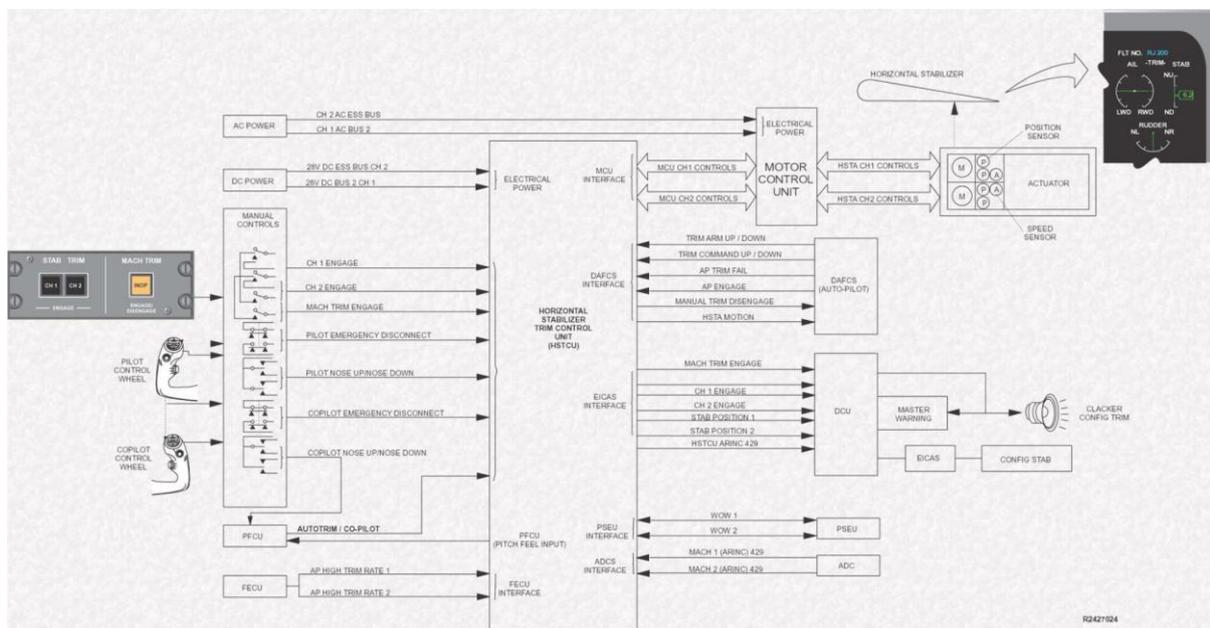


圖 3.10-1 CL604 型機 HSTA 電路圖

該型機於 2005 年 7 月 12 日首次出現 HSTA 狀況，航機編號 5593，於巡航期間 EICAS 出現「TRIM CH1 INOP」、「MACH TRIM」和「CAS MISCOMPARE」訊息且無

法消除，同時機組人員也意識到配平系統正在自行動作並使穩定器上下移動，導致航機無法保持所需的高度，因此將所有的 4 個穩定配平系統斷路器(Circuit Breaker, CB)都拉起，以防止飛機上下移動並決定儘快降落在鄰近的機場。機組人員沒有宣布緊急情況，但通知 ATC 該機的飛行控制系統出現問題。最後飛機平安降落，但檢查時發現配平系統的設定已達機頭完全上仰的狀態。經過維修與工程人員的詳細檢查，發現除了 HSTCU 未確實安裝在機架上（約有 5mm 位移），其他功能均正常。最終決定重新安裝 HSTCU 並更換 MCU (Motor Control Unit)。之後該機於同年 9 月 15 日，也是在巡航途中 EICAS 又出現了 STAB TRIM 的警示訊息且發生機組人員無法操作配平的狀況，落地後經過 20 小時針對 LRUs、線路的反覆檢查，除了發現副駕駛座的配平操作開關顯示故障外，並無其他異常。然為了保險起見，最後決定將 HSTCU、HSTA、MCU 全部換新。到了同年 11 月 110，該機正從奈及利亞 Lagos 飛往英國 Farnborough，航程中飛機多次出現 STAB TRIM 中斷連接、以及配平通道無法操作/發生錯誤的訊息，導致機組人員宣布 PAN PAN，並向 ATC 請求轉移至英國 Stansted 機場。在下降過程中，STAB TRIM 變得更難以控制，機組人員宣告 MAYDAY 並請求 ATC 將他們重新派往 Heathrow 機場（擁有更長的跑道）。飛機降落時沒有發生進一步事故，亦未有人員受傷。此事件即由英國 AAIB 著手進行調查。而在調查期間，另一架同型航機，編號 5361，於 2006 年 7 月 6 日在美國自佛羅里達州 Fort Lauderdale 飛往猶他州 Salt Lake City 的巡航途中，亦出現 HSTA 在無指令情況下自行作動導致配平呈現全俯角向下的狀態，美國 NTSB 也立案進行調查。經過 AAIB 與 NTSB 縝密的調查，最終有相似的調查發現，綜整如下：

- HSTCU 主機板受到污染及腐蝕
- 致動器在高濕度的環境中工作 – 潮濕影響
- 分析結果顯示，PCB 上控制 HSTA 作動的針腳遭到腐蝕
- 主機板無敷形塗層（即三防膠）

摘錄調查報告的圖片如圖 3.10-2 所示，可看出 HSTCU 主機板在未塗附三防膠的情況下，有明顯的腐蝕狀況，導致電路發生異常。有鑑於此，Bombardier 隨即修改製造規範，要求所有的 PCB 均需塗附三防膠，始杜絕此一狀況。



圖 3.10-2 第 5593 號機 HSTCU 主機板照片

四、建議

1. 參考課程講義及參考文獻，建立電子系統調查作業之相關檢查表單以供實務運用。
2. 持續派員參與飛航事故調查相關訓練，強化不同類型事故之評析與肇因研判能力，精進調查技術能量。
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。