

非揮發性記憶體於飛航事故調查之應用

Application of Non-Volatile Memory for the Aviation Occurrence Investigation

官文霖 Wen-Lin Guan¹

(交稿於民國 104 年 1 月 20 日收稿，104 年 2 月 4 日第一次修改，並於 3 月 2 日定稿。)

摘要

飛航事故發生後，尋找及解讀飛航紀錄器（Flight Recorder）是首要工作，根據其記錄資料可獲得事故發生過程中飛航組員的通話、與客艙組員及航管人員的通話、駕駛艙內的警告，航空器的各種狀態參數。對於未安裝飛航紀錄器及紀錄參數甚少、維修問題致無紀錄或紀錄錯誤，或飛航紀錄器未斷電致資料遭覆蓋等情況下，航電設備中的非揮發性記憶體（Non-Volatile Memory, NVM）就成為事故調查的主要證據來源。

本研究是為持續提升飛航事故調查的工程能量，探討 NVM 晶片安裝情形、建立 NVM 晶片處理程序，更妥善地應用飛航紀錄器及 NVM 資料於事故調查中。此外，彙整作者實際工作經驗及國內外事故案例，探討 NVM 晶片的紀錄內容、資料分析及應用情況。

關鍵字：飛航事故、飛航紀錄器、非揮發性記憶體

Abstract

When an aviation occurrence happens, to locate and readout the flight recorders, it is a priority task. According to the recording data, it can discover the communications between flightcrew, cabin crew, and air traffic controller, associated cockpit warnings, and a variety of state parameters of the aircraft. For the aircraft without flight recorders, limited recording parameter, maintenance related recorder malfunction, or flight data overwritten. Onboard avionic equipment with Non-Volatile Memory (NVM) has become the main source of evidence during occurrence investigation.

In order to continue improving technical capability of investigation, this paper survey the NVM chipset types and installation the national in aircraft, and formulates the NVM handling procedures, to be better applying the flight data and NVM data. In addition, the study extracts that author's realistic experience, national and international aviation occurrences, to discuss recording information of the NVM, data analysis and application.

Keywords: aviation occurrence, flight data, Non-Volatile Memory

¹調查實驗室主任



一、前言

資訊科技帶給人類許多便利與應用，以積體電路（Integrated Circuits, IC）儲存資料已廣泛應用於各種產業中，惟航太產業對資料儲存技術有更嚴格的要求，如可靠度、承受撞擊、高溫及進水等。將 IC 微小化並做成高容量的記憶體晶片的需求，更是百家爭鳴。記憶體晶片是將數位資料編碼為 0 或 1，依照晶片的儲存特點，概分為揮發性記憶體（Volatile Memory）與非揮發性記憶體（Non-Volatile Memory, NVM）。任何數位裝備只要斷電，其揮發性記憶體內資料就消失，不在本文的研究範圍。本文主要探討非揮發性記憶體的處理程序、研究 NVM 晶片的種類、已破損 NVM 模組的解讀及應用等。

1.1 研究動機與目的

飛航事故發生後，尋找及解讀飛航紀錄器是首要工作，根據飛航紀錄器的紀錄資料可以獲得事故發生過程中飛航組員的通話、駕駛艙內的警告，航空器的各種狀態參數，如：高度、速度、姿態、電門開關、油門、飛航控制模式等。現今飛航紀錄器的主要規格為千分之 6.5 秒內承受 3,400 g 撞擊、60 分鐘承受攝氏 1,100 度的高溫、10 小時承受攝氏 260 度的高溫、30 天承受 20,000 呎水深的水壓（官文霖，2014）。

本文的研究動機是為持續提升飛航事故調查的工程能量，探討機載航電設備中 NVM 模組的安裝情形。航空器的航電設備多數具有 NVM 模組，NVM 模組極易受到高溫火燒及撞擊的損害，讀取 NVM 記錄資料依受損程度而有不同程度的困難，但其資料價值絕對不亞於飛航紀錄器。對於未安裝飛航紀錄器及紀錄參數甚少、維修問題致無紀錄資料或紀錄資料錯誤，或是事故發生後飛航紀錄器未斷電致資料遭覆蓋等情況下，NVM 模組就成為事故調查的主要證據來源。研究目的是為建立非揮發性記憶體（NVM）的處理程序，更妥善地應用飛航紀錄器及 NVM 資料於事故調查中。



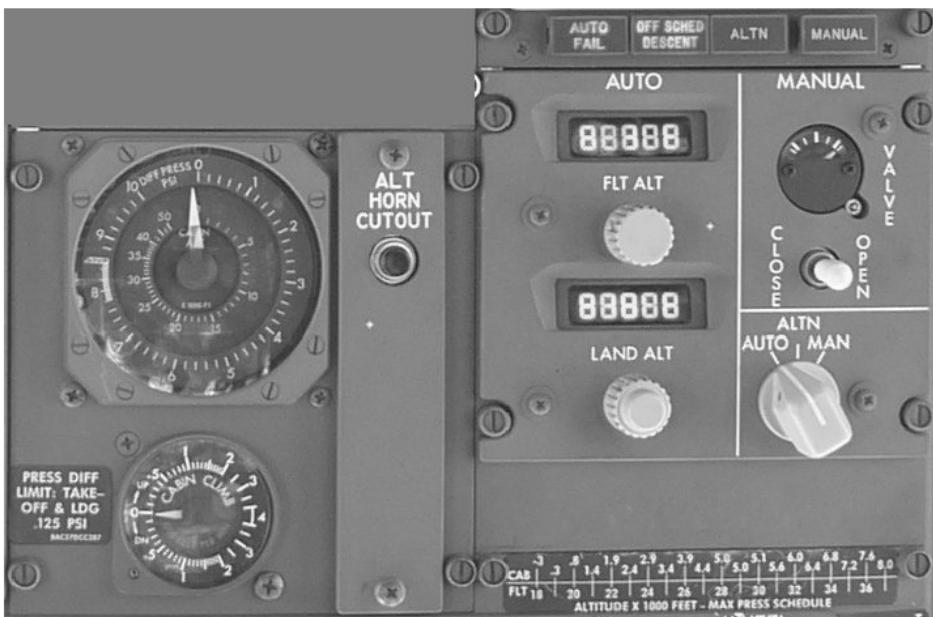


圖 1 波音 737-300 型機的客艙壓力控制器及開關圖

1.2 文獻回顧

1991 年，美國運安會（NTSB）協助泰國民航局調查勞達航空 004 航班事故時，受限於 FDR 紀錄的參數，調查人員利用發動機控制單元之 NVM 模組，發現該機巡航期間左發動機發生非命令展開反推力器而導致事故（Lauda Flight 004，泰國民航局，1993）。1995 年，美國 NTSB 協助哥倫比亞民航局調查美國航空 965 航班事故時，該機飛航組員輸入錯誤航點到飛航管理電腦，以及撞山失事前的相關警告資訊都是使用 NVM 來判定發生過程（American Airlines Flight 965，哥倫比亞民航局，1996）。1998 年，加拿大運安會（TSB）於調查瑞士航空 111 航班事故時，飛航紀錄器因斷電少掉最後約 6 分鐘的飛航資料，調查報告中闡述如何運用 NVM 模組資料來釐清發動機及客艙娛樂系統的電力 有詳細內容（Swissair Flight 111, TSB, 2003）。

2005 年希臘飛航事故調查委員會（AAIASB）於調查太陽神航空 522 航班事故時，該機的艙壓變化、客艙壓力控制器及外流閥位置是調查重點，調查人員根據客艙壓力控制器內 NVM 模組，找出最後 42 秒資料（Helios Airways Flight 522, AAIASB, 2006）。圖 1 為波音 737-300 型機的客艙壓力控制器及開關圖。2008

年，英國航空失事調查局（AAIB）於調查英國航空 38 航班事故時，使用發動機控制單元內 NVM，找出該機高度約 450 呎時，兩具發動機油門筏與自動油門命令不一致的問題。

綜觀上述調查報告，對於已受損 NVM 模組如何保全、運送及解讀等過程隱晦不明，經過作者多年的深入研究，主要原因是涉及高端的商業機密及歐美地區調查人員的專業素養等因素。

二、非揮發性記憶體之特性

就記憶體 IC 而言，揮發性記憶體模組之資料儲存需要持續的電源供應，才能儲存及傳輸資料，當電源中斷時，其資料會全部歸零且無法恢復。常見的揮發性記憶體有兩種，靜態隨機存取記憶體（Static Random Access Memory, SRAM）以及動態隨機存取記憶體（Dynamic Random Access Memory, DRAM）。SRAM 與 DRAM 隨著電腦科技推陳出新，其容量與可靠度的發展更是一日千里。圖 2 為常見的嵌入式系統之記憶體分類圖，相關特性將於 2.1 節及 2.2 節討論。目前，最常見的 NVM 是智慧型裝置之行動碟（如 PCMCIA Card, USB），以及記憶卡（SD, MICRO SD）。

非揮發性記憶體（NVM）最大的特性是電源中斷時，其資料仍然保存著。就航太科技產業而言，NVM 可以用來儲存航空器飛控電腦，導航電腦及發動機性能等資料。例如：航空器的航圖、航點、航機及發動機性能等資料，多數以 PCMCIA Card 來儲存。

2.1 非揮發性記憶體之分類

NVM 利用特殊的半導體元件以及物理機制，讓元件內的特定數量電子能夠長期維持 0 與 1 狀態，儘管關斷電源，NVM 儲存之資料仍然被完好的保存著。NVM 可以先概分為兩類：唯讀記憶體（Read Only Memory, ROM）與快閃記憶體（Flash Memory）。其中，唯讀記憶體就半導體元件的物理特性再區分為平坦式唯讀記憶體（Flat-Cell ROM）及邏輯式唯讀記憶體（Logic ROM）。若以積體電路的架構區分，邏輯式唯讀記憶體亦可以區分為串聯式（NAND ROM）

及並聯式 (NOR ROM)。NAND ROM 的積體電路 IC 其內部接點較少，面積約為 NOR ROM 的 80%，因屬串聯電路故資料傳輸速度較慢。有別於邏輯式唯讀記憶體，平坦式唯讀記憶體採取並聯式的電路設計，其特點為記憶體容量高但傳輸速度慢。

傳統的電腦產業，將 ROM 分為四種：可編程唯讀記憶體 (Programmable Read-Only Memory, PROM)、電子可覆寫唯讀記憶體 (Electrically Alterable Read-Only Memory, EAROM)、可編程可覆寫唯讀記憶體 (Erasable Programmable Read-Only Memory, EPROM)，及電子可編程可覆寫唯讀記憶體 (Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory, EEPROM)。EEPROM 算是最好應用的唯讀記憶體，但覆寫資料時將會去除所有資料再寫入新的資料，便利性受限。

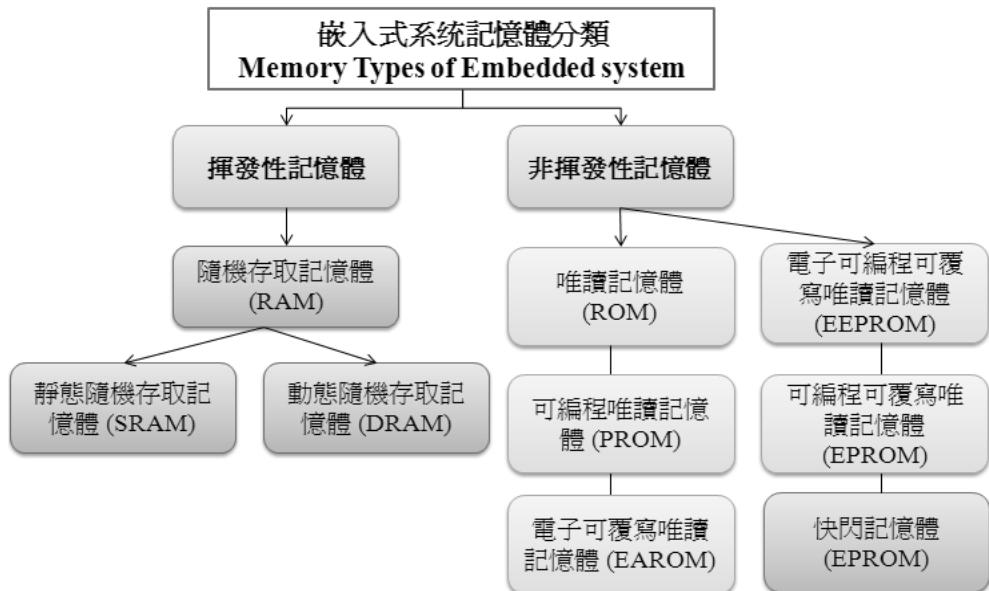


圖 2 常見的嵌入式系統之記憶體分類圖

拜智慧型裝置及行動電腦需求所賜，快閃記憶體 (Flash Memory) 是基於 EEPROM 技術，其特性是成本低、容量高、可以重複多次覆寫資料，以記憶體區塊來存取或覆寫資料等。Flash Memory 的資料記錄單元內包含浮動閘極的特殊電晶體，及一個電荷幫浦 (Charge-Pump) 電路。覆寫資料時以電荷幫浦產生一高電壓，使浮動閘極改變電位，詳維基百科及清華大學張孟凡 (2009)。

就電路邏輯特性，快閃記憶體也區分為串聯式 (NAND) 及並聯式 (NOR)。並聯式快閃記憶體之資料傳輸較快但儲存容量有限，多應用於智慧型裝置的開

機程序中；串聯式快閃記憶體之資料傳輸較慢但儲存容量較大，也常應用於固態硬碟 Solid State Disk, SSD)。於 2015 年的市場產品而言，串聯式快閃記憶體的主流容量為 25.1GB (智慧型手機) 及 96.1GB (平板電腦)。若以積體電路的封裝方式來區分快閃記憶體，最常見的兩種是 48 腳位的無鉛封裝 (俗稱為 TSOP48)，及錫球柵陣列封裝¹ (Ball Grid Array, BGA)。此外，就資料傳輸規範而言，快閃記憶體亦分為三種：

1. 擴展式資料輸出 (Extended Data Output, EDO)：規格最舊的傳輸規範，最大讀取速度約 40MB/s，比 DRAM 約快 2%。
2. 開放式快閃記憶體介面 (Open NAND Flash Interface, ONFI)：2006 年，以 INTEL 為首的廠商所建立的規範，此技術的優點就是同步顆粒 (V2/V3) 或非同步顆粒 (V1) 均可使用。最新的 ONFI 3.0 的雙通道同步顆粒輸入 400 MB/s。
3. Toggle Mode：採用類似 DRAM 傳輸的方式，以三星及東芝為主要推動廠商。寫入速度從 133 MB/s (v1) 已提升至 400 MB/s (v2) 以上，比 ONFI 的雙通道顆粒寫入速度更快。

因應智慧型裝置的高容量需求，聯合電子設備工程委員會 (JEDEC) 提出多媒體記憶卡 (embedded Multi-Media Card, eMMC) 規範。其將微控制電路與快閃記憶體封裝為一顆晶片，任何智慧型裝置無需考慮快閃記憶體之規格及控制韌體版本，進而簡化其體積與電路設計，相關細節請參閱科技商情 (Digitimes, 2014, 11/20)。此類 eMMC 已應用 於玻璃駕駛艙 (Glass Cockpit) 的商務飛機及太空船中。

2.2 非揮發性記憶體之資料存取方式

快閃記憶體的資料存取方式是以資料區塊 (data block) 為基礎，微控制電路指令分為讀、寫、解鎖與刪除。資料區塊的刪除次數是快閃記憶體的壽命限制，約數萬次。快閃記憶體內的電晶體有兩個閘，一個是位於頂層的控制閘 (Control Gate, CG)，另一個位於氧化物層與週遭絕緣的浮動閘 (Floating Gate,

¹ 錫球柵陣列封裝 (BGA) 係在晶粒底部以陣列的方式佈置許多錫球，以錫球代替傳統以金屬導線架在周圍做引腳的方式。此種封裝技術的好處在於同樣尺寸面積下，引腳數可以變多，其封裝面積及重量只達 QFP 的一半。目前資訊家電與 3C 產品已多應用 BGA 封裝技術。

FG)。浮動閘是獨立存在於絕緣層內，電子進入後會被困在裡面。一般而言，電荷經過多年都不會逸散。當 FG 抓到電荷時，它部分遮蔽來自 CG 的電場，並改變這個單元的閾值電壓 (VT)，以達到資料儲存目的。以下分別說明串聯式 (NAND) 快閃記憶體與並聯式 (NOR) 快閃記憶體的資料存取方式。

串聯式快閃記憶體的存取方式類似硬碟、記憶卡，屬區塊性儲存裝置，每個區塊 (block) 由數個資料頁 (page) 所構成。常見的資料區塊容量分別為 16 KB、128 KB、256 KB，及 512KB；這些頁的大小依序被規範為 512 位元組、1,024 位元組、2,048 位元組或 4,096 位元組。以 16KB 為例，計有 16,384 位元，它被劃分為 32 個頁，以 512 位元組成一個頁，並加上 16 位元的循環冗餘錯誤檢查。再以 512 KB 為例，計有 524,288 位元，它被劃分為 128 個頁，以 4,096 位元組成一個頁，並加上 128 位元的循環冗餘錯誤檢查。資料的讀取與寫入動作是以頁為單位；資料刪除是以區塊單位。

並聯式快閃記憶體的存取方式類似隨機存取記憶體 (RAM)，只要指向資料的位址，就可透過微控制電路的資料匯流排將資料讀取出來。因此，NOR Flash 記憶體可以視為 RAM，直接執行應用程式，不必再將資料複製至系統 RAM 中來執行。其致命的缺點是當 NOR Flash 記憶體存在損壞區塊時，微控制電路的軟體或驅動程式如無法隔離，它將導致應用程式異常及裝置當機。現有飛航紀錄器多數採用 NAND 晶片，圖 3 為各種 Flash Memory 的電路邏輯分類及晶片外觀圖，圖中 NAND 及 NOR 晶片均為 TSOP 48。



Intel Flash Memory
TSOP 48, 8 Mbit
NAND type



Intel Flash Memory
TSOP 48, 32 Mbit
NAND type



Intel Flash Memory
TSOP 48, 128 Mbit
NAND type



AMD Flash Memory
TSOP 48, 64 Mbit
NAND type



Fujitsu Flash Memory
TSOP 48, 64 Mbit
NOR type



AMD Radeon BGA chipset

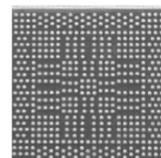


圖 3 各種 Flash Memory 的電路邏輯分類及晶片外觀圖

2.3 非揮發性記憶體於民用航空器之應用

參考 ICAO 重大失事及意外事件調查手冊 (DOC 9756 PART III) 有一章節介紹 NVM。民用航空器的機載電腦中，至少包括：中央維護電腦 (Central Maintenance Computer, CMC)、飛行導航電腦 (Flight Management Computer, FMC)、地面接近警告系統 (Ground Proximity Warning System, GPWS)、空中防撞系統 (Traffic Collision Avoidance System, TCAS)、全權數位發動機控制 (Full Authority Digital Engine Control, FADEC)、發動機電子控制器 (Engine Electronic Control, EEC)、VOR/ILS 等助導航裝備的頻率及模式等均有 NVM。航空器的煞車控制系統 (Brake Control Unit, BCU)、操控面控制系統、大氣數據／慣性參考系統 (Air Data Inertial Reference Unit, ADIRU) 也有 NVM 紀錄。對於日趨成熟的玻璃駕駛艙設備中 NVM 模組不勝枚舉。對於輕型航空器或超輕型載具，也常安裝全球衛星定位接收機及動力分析儀 (Power Analyzer Recorder, PAR)，乘客的手持裝備亦存有 NVM。

迄今，航空器應安裝一具飛航資料紀錄器，且必要紀錄參數為 78 項；新式飛航資料紀錄器約可紀錄器 1,000 多項參數，且絕大多數的訊號來源為第一套航電設備。為了獲得關鍵時刻的系統設定、發動機相關狀態、飛控電腦的故障順序等資料，就得依賴 NVM。機載電腦的 NVM 紀錄，主要用途是為特定組件或裝備的維護，故不具備類似飛航紀錄器具備墜毀殘存能力，其他的電腦可能因撞擊、火燒及浸泡雨水或海水而損壞。因此，航空器的 NVM 處理技術神秘莫名，僅有少數的重大事故調查偶而會出現。

上述 NVM 晶片可能有特定的資料格式與時間系統，容易造成 NVM 與 FDR 的資料不好比對。對於完好的 NVM 晶片解讀，只要使用相同件號的裝備即可查閱紀錄的資料，或是列印出來。例如，發動機的超溫超速紀錄，以及艙壓警告等。對於玻璃駕駛艙的整合式儀表的 NVM 紀錄，其原始資料格式較為複雜且晶片的下載介面常用特殊規格，需要原來的航電廠商提供技術協助。此外，原始資料轉換為工程參數的對照表及單位，亦會涉及一些限制公布的問題。部分舊式航電模組是將資料儲存於靜態隨機存取記憶體 (SRAM) 而非 NVM，它包含一顆小電池以維持該模組的系統設定及已超限的偵測資料。一旦航空器遭受外力損害或不慎觸動電池，可能使資料消失。

對於已浸水的航電裝備如有 NVM，當務之急是使用乾淨的去離子水

(deionized water) 沖洗，並盡快風乾且真空保存，以避免電路腐蝕或短路。如果事故現場無去離子水也無法乾燥處理，至少全程使用乾淨的自來水²來儲存並運輸該裝備至可以處理的實驗室。此外，參考原廠指導資訊或手冊內容，移除不必要的電池並避免觸碰開關，以免意外洗掉資料。本文第三節將深入探討已受損非揮發性記憶體的處理程序。圖 4 為常見的飛航紀錄器之記憶體模組，NVM 晶片組多數採用 TSOP 48 規格 (8 Mbits Vs. 16 Mbits)。



圖 4 飛航紀錄器常見的記憶體模組

三、各式民用航空器 NVM 模組的處理程序

2005 年，澳洲運安會調查人員 Neil Campbell 指出，NVM 模組或晶片雖然未具備良好的抗撞擊防護，但其紀錄資料對於老舊航空器及 FDR 紀錄參數較少情況下，對於事故調查的重要性不亞於解讀飛航紀錄器。本節相關內容係為筆者實際工作經驗，以及參與國外相關專業訓練所彙整之資訊。

近期，歐美地區的飛航事故調查機構紛紛投入資源建立 NVM 模組解讀能量。例如：澳洲 ATSB、法國 BEA 及美國 NTSB 等，詳作者 2012 年出國報告（官文霖，2012）。以下分四個小節探討各式民用航空器 NVM 模組處理程序，

² 一般的自來水及海水均含有微量的鹽及溶解的游離氯分子，於低溫情況下將使金屬裝備的腐蝕速度增快。

包括：加強型地面接近警告系統、發動機狀態趨勢監控模組、其它 NVM 模組，及已受損 NVM 模組的處理程序。

3.1 加強型地面接近警告系統

以 Honeywell 公司所生產的加強型地面接近警告系統 (EGPWS) 為例，其 NVM 模組並未記錄日期及時間，它的時間為上電累計時間 hh:mm:ss。以航班次數 (leg) 來計算，至少可累計 500 個航班。leg 1 為最後航班，超過 500 個航班時，它會刪除最舊的航班資料。資料紀錄的頻率為每秒 1 次。有別於飛航資料紀錄器，正副駕的兩套 EGPWS 是分開紀錄在 NVM 內，內容一定比 FDR 完整。EGPWS 紀錄長度為警告 (caution/warning) 前 20 秒，及警告後 10 秒的資料，相關紀錄參數如表 1。即使駕駛艙內的聲音警告系統被關掉而未發出聲響（座艙語音紀錄器即無聲音紀錄），EGPWS 仍會紀錄警告的資料。因多數直升機未安裝 FDR，只有 GPWS 或 EGPWS，所有發動機的扭力也有紀錄。

表 1 EGPWS 紀錄參數表

Alert Type	Terrain Database Elevation	Engine Torque Data #1
System Operating Time	GPS Satellites Visible	Engine Torque Data #2
Corrected Altitude	GPS Satellites Tracked	Engine Torque Data #3
Latitude	Pitch Angle	Tactical (Low Altitude) Select
Longitude	Roll Angle	Helicopter EGPWS Only
Position Source	Glideslope Deviation	
Position Uncertainty(HFOM)	Localizer Deviation	
Airspeed	Display Range #1	
True Airspeed	Display Range #2	
Ground Speed	Terrain Display Enabled #1	
Minimum Operating Speed	Terrain Display Enabled #2	
Barometric Altitude (Uncorrected)	Landing Gear Down	
Geometric Altitude	Landing Flaps Selected	
Geometric Altitude VFOM	Terrain Awareness & TCF Inhibit	
GPS Altitude	Audio Inhibit	
GPS VFOM	Body AOA	
Radio Altitude	Longitudinal Acceleration	
Altitude Rate	Normal Acceleration	
Magnetic Track	Inertial Vertical Acceleration	
True Track	Filtered Shear/Total Shear	
True Heading	Static Air Temperature	

EGPWS 的 NVM 資料，可以用經過特別程式化的 PCMCIA 卡片下載，Honeywell 公司提供資料下載服務，但其特殊 NVM 解碼程式是不販賣。EGPWS 於事故調查中最大用處是老舊航空器、普通航空業及直升機等，此類航空器大都無 FDR 或紀錄參數極少，從 EGPWS 獲得飛航資料，對事故調查非常重要，

目前該公司生產的 EGPWS 包括型號與對應機種如表 2 所示。

表 2 Honeywell 生產之 EGPWS 機型分類表

Class-A		Class-B	
MK V/VII	MK VI/VIII/XXII	KGP 560/860 KMH820/920	MK XXI KMH820/920
◆Airbus 航空器 ◆Boeing 航空器 ◆大型商務航空器	◆渦輪旋槳航空器 ◆中小型商務航空器 ◆IFR 直升機	◆小型商務航空器	◆渦輪旋槳航空器 ◆VFR 直升機

3.2 發動機狀況趨勢監控模組

Honeywell 公司生產的發動機狀況趨勢監控（Engine Condition Trend Monitoring, ECTM），計有兩種：第 1 代發動機數位電子控制模組（Digital Electrical Engine Control, DEEC），兩項序號 TFE731-2/3/4/5 及 TFE731-20/40/50/60，此類發動機適用於 Falcon 50/100、Hawker 125、Letjet 35、Sabreliner 65、Westwind I/II；第 2 代全權數位發動機控制模組（FADEC），序號 HTF7000 系列。此類發動機適用於 Bombardier BD-100、Gulfstream G280、Embraer Legacy 545/500 等商務客機。Sagem 公司生產的 FADEC 1 適用於 Airbus 320、Boeing 747/767、MD-11；FADEC 2 適用於 Airbus 330/340 Boeing 737/777；FADEC 3 適用於 Airbus 350/380、Boeing 777/737NG/787 等，詳圖 5。圖 6 為 TFE731 之 DEEC 模組，因高溫 NVM 晶片已損壞，需要特殊處理才可解讀。

波音 747 發動機啟動方式是透過 FADEC 控制，啟動過程由發動機控制電腦（Engine Control Computer, ECU）負責監控。ECU 會依照 FMC 及大氣電腦（ADC/ADIRU）所提供的參數判斷最佳的點火時機，在適當的轉速（N2）注入適當的油量來點火。藉由 FADEC 啟動發動機可降低零組件的磨耗，延長其壽命。

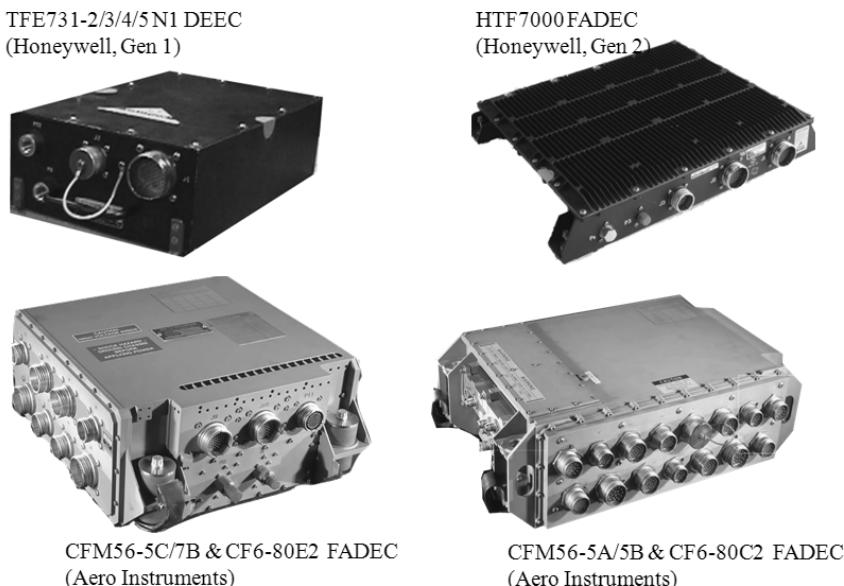


圖 5 各式發動機狀況趨勢監控模組外觀圖

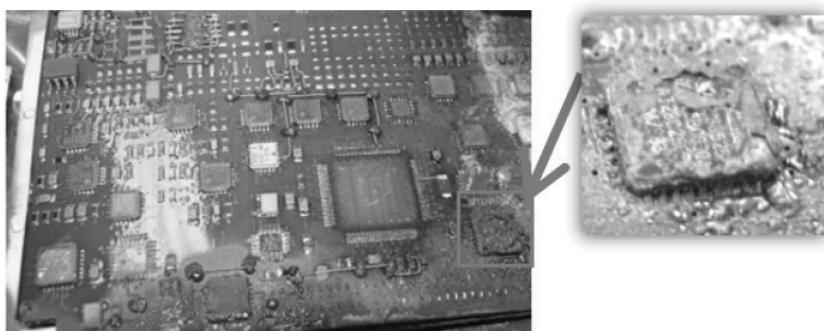


圖 6 TFE731 發動機之 DEEC 模組，其 NVM 晶片因高溫而損壞

DEEC 及 FADEC 所紀錄資料的特性分為三類（詳表 3）：發動機基本統計資料、發動機維修或故障排除資料，及與飛行操作有關資料。摘要如下：

- 發動機基本統計資料，包括：發動機型別、序號；性能趨勢；使用歷程（歷時、降落次數、運轉周期等）。
- 發動機維修或故障排除資料，包括：發動機超限紀錄、飛行中各種故障類型及發生時間。
- 與飛行操作有關資料，包括：發動機轉速、反推力器的使用周期、渦輪高溫段溫趨勢及使用周期、油門桿變化、飛行階段等。

表 3 DEEC 及 FADEC 紀錄特性

特性	DEEC	FADEC
紀錄長度 停止機制	最後 90 分鐘 發動機關車或落地 (WOW) 後 5 分鐘	最後 60 分鐘 發動機關車或落地 (WOW) 後 5 分鐘
紀錄參數	9 項 N1 (75~85) of max. range	36 項 (含經緯度資料) N1 (75.7) of max. range
取樣率	1 Hz	10 Hz

3.3 其它 NVM 模組

安裝於主要航電艙或駕駛艙內的設備很多且多數含有 NVM，摘要如下：

- ◆ 數位無線電通信類設備：HF/VHF Radios、Sat. Comm.、航空器通信定址與報告系統（Aircraft Communication Addressing and Reporting System, ACARS）等
- ◆ 飛行管理電腦類設備：飛行管理電腦（FMC）、飛行管理及導引電腦（FMGC）、飛行警告電腦（FWC）等
- ◆ 機載飛行控制電腦類設備：如：A320/A330 的主飛控電腦（PRIM）、次飛控電腦（SEC）、套縫/襟翼控制電腦（SFCC）等
- ◆ 直昇機監控系統：為改善直昇機飛行安全所引用之監控系統（Health and Usage Monitoring System, HUMS），利用振動監控之原理來偵測傳動系統設計上之缺點及疏失。

3.4 已受損 NVM 模組的處理程序

參考歐美事故調查機構及航電廠商的技術文件，事故調查員應先熟悉各種航空器所安裝的 NVM 模組。進入事故現場前，應與航電廠商先討論並取得相關建議，不論 NVM 模組是否完整無損，不可通電也不要使用航空公司的裝備讀取，因為一經通電後很可能刪除 NVM 資料。

因此，作者研擬已受損 NVM 模組的處理程序，重點如下：

- ◆ 一般性警告
- 到達事故現場前應先做好準備，便於標識有助於調查的電子元件

清單，並建立優先尋找 NVM 模組的關鍵項目。

- 到達事故現場前已做好準備來處理電子設備，如防潮箱、防靜電維修工具組、防靜電袋及防靜電手套等。
- 任何航電裝備應假設已受損，可能遭受靜電放電（electrostatic discharge, ESD）的二次破壞，不可配戴皮手套處理任何電子元件。
- 剪切電子元件線路前，應確保無附著需要通電維持其資料的 SRAM/DRAM 存在。
- 如果電子元件是乾的，送到實驗室前持續維持乾的狀態，詳圖 7。
 - 保持”電子元件的原樣”運送到製造商工程部門或調查實驗室
 - 不得試圖刮除、刷洗，或以機械方式去除電子元件的污垢及碎屑
- 如果電子元件是潮濕的，送到實驗室前持續維持潮濕的狀態。
 - 如果電子元件附著汙泥或其他材料且處於潮濕狀態，將它視同海上空難的飛航紀錄器處理模式，以防潮箱加入適量的去離子水或清水來運送
 - 不要使用任何化學品去清潔組件（如：漂白劑），它可能造成組件二次損害。

◆ 如果事故地點是潮濕狀態（淡水或鹹水）

- 取得 NVM 模組後置於防潮箱內，使用去離子水持續包覆者。
 - 也可接受瓶裝飲用水及 RO 逆滲透水，
 - 盡量不使用自來水、瓶裝礦泉水、醫療級蒸餾水（10 兆歐水 10 M Ω m water）
- 如果事故現場無法取得去離子水或逆滲透水來清洗及運送 NVM 模組，選用乾淨的淡水或海水也可以接受，詳圖 8。
 - 不得將受損的 NVM 模組再暴露於空氣中，或試圖乾燥處理
 - 不得將受損的 NVM 模組以乾燥的空氣，或無法控溫的加熱器將它乾燥處理，如吹風機。

◆ 包裝及運送建議

- 將 NVM 模組或整套航電裝備安置於硬化塑料的防潮箱內，避免使用保麗龍或金屬容器。
- 使防靜電袋包裹 NVM 模組或整套航電裝備，應確保其內塗層材料不會與透明的塑料包裹層或防靜電的包裹產品產生化學反應。運送時應再配置適當的減振空塑料或保護泡沫包裝。
- 如果 NVM 模組或整套航電裝備以受潮或浸水，運送防潮箱因內有水，應考量運送中的各種變數，以確保 NVM 的完整性及安全性。
- 對於已彎曲或皺折的 NVM 模組，甚至其電路板已破損暴露在保護殼外面，不可嘗試去彎折回原狀，亦不要拆解與剪切處理。
- 運送過程要全程避免靠近到磁場，如機場與港口的 X-光機器，巨大的馬達或鑑載雷達等。



圖 7 於事故現場發現受損航電裝備及清理後 NVM 模組外觀圖

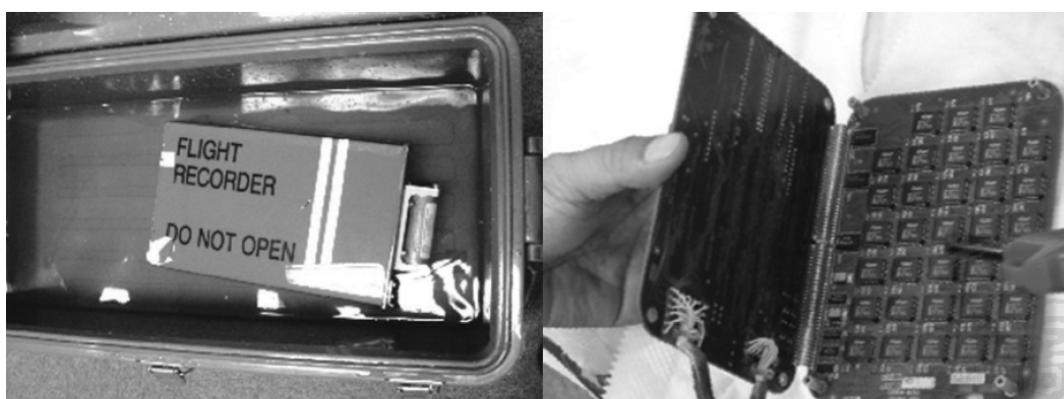


圖 8 某一航空器墜海後，紀錄器打撈上岸先清洗再以自來水裝運及 NVM 模組

四、NVM 資料於飛航事故案例之應用

本節摘錄數起飛航事故調查案例，主要關注於 NVM 模組的應用，相關事故的可能原因及調查細節略過不提。為顧及航空器製造商及航電廠商的專利及專屬資訊 (proprietary information)，相關敏感處理流程及專屬工具亦略過不提。

4.1 涉及航空器著陸期間的事故案例

2007 年 9 月 16 日，某外籍航空一架 MD-82 型機，執行定期載客任務，事故當日，泰國當地時間 1430 時，該機於普吉島機場進場期間因毫大雨影響落地操作，飛航組員執行重飛過程發生事故。該事故造成 89 名人員罹難，航機全毀。因該機飛航資料紀錄參數很少，且是否存在風切警告與發動機狀況是本案的調查重點，詳調查報告 (One-Two-Go Airlines, 2009)。

根據泰國航空事故調查局 (AAIC) 的調查報告，及美國 NTSB 專業分析，本事故可能肇因為該機飛航組員於進場期間，未遵守穩定進場及重飛程序及其呼叫；天氣驟變時，飛航組員可能疲勞及工作壓力，使其協調性不佳且工作負擔亦增加，操控駕駛員決定重飛並聽到 GPWS “Sink Rate”警告時，未關斷自動油門，並將油門手柄至於”TO/GA”位置，致航機仰角增加、空速銳減，且自動油門收到慢車位置，導致航機失速下墜。有關 GPWS 模組及解讀資料詳圖 9 及圖 10。



圖 9 某 MD-82 型機事故現場圖及已損壞之 EGPWS 模組

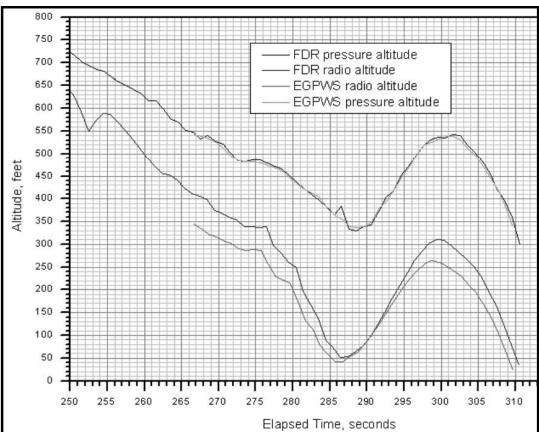


圖 10 某 MD-82 型機之 EGPWS 及 FDR 資料紀錄

2008 年 7 月 18 日，某外籍航空一架 A321 型機，執行定期載客任務，事故當日，英國當地時間 2010 時，該機於曼徹斯特機場落地發生重落地（Hard Landing），因飛航組員及地勤人員未填寫事故單，致該航空器於主輪結構遭受重損下，持續飛行數個航班才被發現。本案的事故調查主要依賴紀錄於航機監控系統（Aircraft Condition Monitoring System, ACMS）的 Load Report <15>，及 FDR 資料，詳調查報告（AAIB/UK, 2009）。

圖 11 為該機的結構負載報告，主輪觸地前 1 秒，下降率為 15.2 呎/秒，仰角 1.8 度，仰角變化率 1.6 度/秒，機翼水平狀態；主輪觸地時，下降率為 11.2 呎/秒，仰角 3.8 度，仰角變化率 2.4 度/秒，機身向右滾轉。主輪觸地 3 秒內，最大垂向加速度為 2.65 g's，最小垂向加速度為 0.31 g's。再經比對 FDR 資料，其主輪觸地期間最大下降率為 14 呎/秒，最大垂向加速度為 2.66g's，FDR 及 ACMS 一致性吻合。調查報告指出，本次重落地係因駕駛員收油門並推桿所導致。

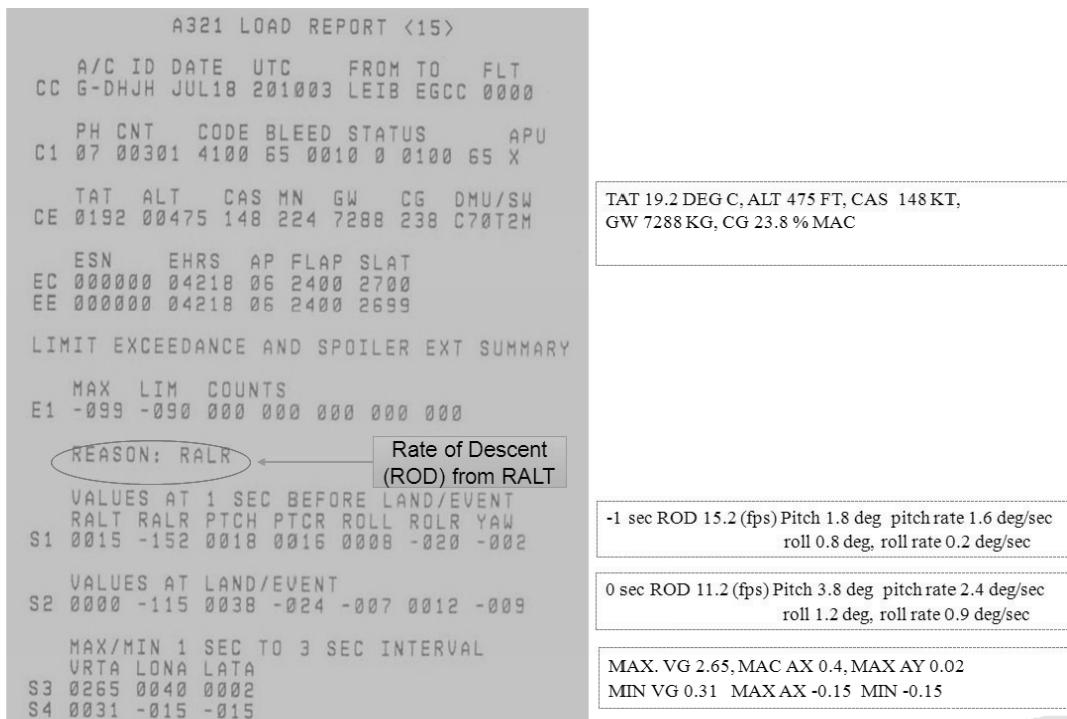


圖 11 某 A321 型機發生重落地之結構負載報告

此外，Airbus 330/340 機隊也有 Load Report <15>的紀錄，類似 A321 的資料格式。它增加無線電高度且所有參數取樣率均為 8 Hz，它比 FDR 資料還要齊全。相較於 Airbus 機隊，波音 777 型機也是透過 ACMS 記錄資料，但它稱為 Sink Rate Report <Hard Landing>，採用取樣率 20 Hz，它比 FDR 資料更能比對出觸地點及其狀態。

當航機發生衝/偏出跑道事故時，各式機載 NVM 模組搭配飛航紀錄器使用更能找出事故的蛛絲馬跡。以波音 747-400 型機為例，該型機的中央維護電腦（CMC）記錄各種警告，比 FDR 資料還要詳細，至少包括：起落架下放定位感測器故障、自動煞車故障、自動防滑煞車系統異常、煞車盤超溫等。

4.2 涉及空中發動機故障及主要警告之事故案例

2013 年 7 月 1 日，某國籍航空一架 ATR72-212 型機，執行松山至馬公載客任務，事故當日，台北時間 1618 時，該機起飛爬升至高度約 2,500 呎時，駕駛艙內溫度增加且出現類似水蒸氣之白色霧狀氣體。爬升過程於高度 4,000 呎至 5,300 呎期間，駕駛艙陸續出現「OVERHEAT AIR」超溫警示訊息、主警示聲響及「ELEC SMK」電子艙冒煙等紅色燈號。飛航組員按照不正常狀況程序改以手動操作航機，並向管制員申請返航，要求儘速返航落地，該機於 1631 時安全返回松山機場落地，人機均安，詳調查報告(ASC-AOR-14-03-001, 2014)。

本事故調查中，因該機飛航紀錄器所記錄之資料有限，透過機載中央維護電腦（CMC）之即時飛行維修報告（INSTANT FLIGHT CMC REPORT）（詳表 4），與本次事故相關之訊息如下：



A1 INSTANT FLIGHT CMC REPORT

B1 DATE GMT FLT

C1

C2 08:21:53 MC

C3 08:21:53 AIR

C4 FLT COMPT

C5 TEMP SEL OVHT

C6 MFC1B (1UA1) / PIN AC-02B

C7 CHK OVTEMP SW (19HH)

C8 + DUCT TEMP LIM (6126HB)

C9 + VLVs (17HH*6231HB)

C0 + SNSR TEMP (13HH)

D1 TEMP CTLR (9HH)

D2 08:23:00 MW

D3 08:23:00 ELEC SMOKE

D4 SMOKE DETECTION

D5 MFC1B (1UA1) / PIN AC-06B

D6 CHK SMK DETECTOR (1WA)

D7 08:23:00 MC

D8 08:23:00 AIR

D9 FLT COMPT

D0 TEMP SEL OVHT

E1 MFC1B *1UA1) / PIN AC-02B

E2 CHK OVTEMP SW (19HH)

E3 + DUCT TEMP LIM (6126HB)

E4 + VLVs (18HH*6231HB)

E5 + SNSR TEMP (13HH)

E6 TEMP CTLR (9HH)

1) 08:21:53 時，該機駕駛艙溫度選擇超溫 (TEMP SEL OVHT)，超溫訊號來自左側多功能電腦 (Multi Function Computer，MFC 1B)，同時伴隨主警示 (Master Caution) 燈亮。

建議檢查：超溫開關 (19HH)、管路溫度限制器 (6126HB)、調節閥 (17HH*6231HB)、溫度感測器 (13HH) 及溫度控制器 (9HH)；

2) 08:23:04 時，該機電子艙偵測發現煙霧，煙霧訊號來自左側 MFC，同時伴隨主警告 (Master Warning) 燈亮。

建議檢查：煙霧偵測器 (1WA)。

3) 08:23:00 時，該機再次出現駕駛艙溫度選擇超溫及主警示燈亮。

建議檢查：同上 (1)。

因此，根據本份報告並配合飛航紀錄器資料，可以準確知道空調管路感測器及其溫度限制器故障的過程。

就 ATR72-212 型機而言，於航機正常起降條件下，其快速擷取紀錄器的PCMCAI 儲存媒介內，紀錄著許多資料。例如：「Report 2」為巡航期間之狀態報告 (含發動機參數)；「Report 15」為機身加速度負載報告 (含發生時間、高度及 g 值)；「Report 16」記錄著各式航電裝備的型號、軟體版本及重置日期等；「Report 22」為中央維護電腦故障紀錄及建議排故項目；「Report 24」為即時飛行維修報告；「Report 25」為發動機使用週期及其特徵屬性等。

以 ATR 72-600 型機，它整合既有的航機監控系統 (ACMS)，並另安裝一套多用途電腦 (MPC)，以達成自動匯整飛航組員的報告、線上維修報告並紀

錄發動機的趨勢參數。上述相關報告可以直接由多功能控制顯示單元（Multi Control Display Unit, MCDU）來查閱或列印。

4.3 波蘭總統 TU-154 專機事故

2010 年 4 月 10 日，波蘭空軍一架 TU-154M 客機執行波蘭華沙至俄羅斯摩棱斯克的總統專機任務。機上載有 8 名機組人員及 89 名乘客。乘客包括：波蘭總統及其夫人、波蘭前總理、波蘭外交副部長及多位高級高員，該航班主要是為出席卡廷大屠殺 70 周年的紀念活動。事故當日莫斯科時間 1056 時，該機於斯摩棱斯克機場最後階段時墜毀，機上所有成員全數罹難。該事故地點距離機場北方約 1.5 公里，當時有大霧，能見度約 50 公尺至 200 公尺。當時機場因大霧而臨時關閉，塔台管制員曾建議該機改降至莫斯科機場或明斯克機場。但機長仍然決定按原計畫執行落地，第一次落地前實施重飛，於第 2 次進場期間發生事故。

該事故係由波蘭航空事故調查委員會負責（State Commission of Aircraft Accident Investigation, SCAAI）調查，且俄羅斯 IAC、德國 BFU 及美國 NTSB 均參與調查。SCAAI 調查報告指出本事故直接肇因為飛航組員於低能見度條件下持續下降高度至最低下降高度（Minimum Descent Altitude）以下，失去目視參考仍持續下降高度而未執行第二次重飛或轉降。過快的下降率致航機左機翼與樹林發生碰撞，最後航機機體結構解體並發生劇烈燃燒（Final Report TU-154M tail no. 101, 2011）。

本案的調查技術方面有三大挑戰：俄製飛航紀錄器解讀及時間同步、已損壞的地型認知及警告系統（Terrain Awareness and Warning System, TAWS）解讀，以及已損壞的飛航管理電腦（FMC）解讀，該型機航電設備極為新進，各有兩套 FMC 及 TAWS 對調查幫助甚大，詳圖 12。

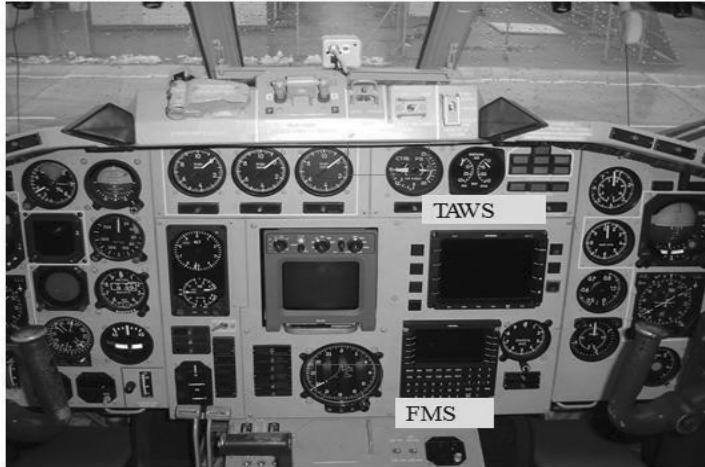


Figure 3-2 Back Side of TAWS Serial Number 237 (Center of Photo)

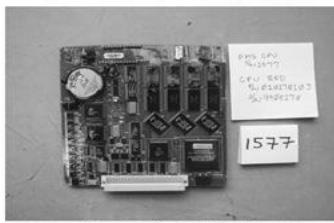


Figure 3-10 Top of CPU Board Serial Number 9908170

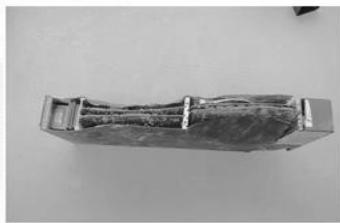


Figure 3-9 Top of NCU Serial Number 1577

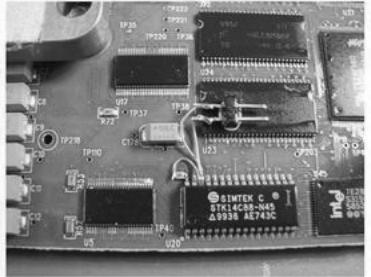


Figure 3-7 Close-up of CPU Board Modification to U20 Chip

圖 12 波蘭 TU-154M 總統專機事故之機載 TAWS 及 FMC 外觀圖

該機損壞的地形認知及警告系統（TAWS）及飛航管理電腦（FMC）是透過 NTSB 聯繫送到美國原廠 Universal Avionics 公司進行解讀工作。TAWS 對事故班機各種警告（Caution 及 Warning）的紀錄十分詳細。例如，發生警告當時之經度、緯度、氣壓高度、無線電高度、航機姿態、下降率、速度、預測撞擊之距離、預測撞擊之經度，及預測撞擊之緯度等。該機 FMC 記錄各式設定參數及飛航組員的按鍵歷程，其中按鍵歷程對第一次重飛後操控駕駛員及監控駕駛員對 FMC 的導航參數設定，及按鍵順序對調查極為重要，詳圖 13。每一套 FMC 的座標資訊來自兩套慣性導航系統及三套衛星導航系統，FMC 對每一套導航系統的狀態均記錄的十分詳細，遠超過 FDR 的資料。

本案凸顯 FDR 紀錄資料的侷限性：缺乏飛航組員操作 FMC 與 TAWS 的按鍵歷程，FMC 的位置及姿態的資料精度高於 FDR，此關鍵證據很有用。這些資料對於飛航組員掃視儀表的順序、處理警告資訊的過程、心智的決策模型等分析極為重要。

表5 波蘭TU-154M總統專機事故之FMC記錄之各式設定參數及飛航組員的按鍵歷程

Table 3-4 Serial Number 281 System Status				Table 3-11 Serial Number 281 Cross-Side FMS Inputs					
Parameter	Value	Raw Data		Parameter	Value	Raw Data			
Date	10 April 2010	D	0000C22C 60 63	GMT	06-41:02	YEAR	0000C21E 00 00		
GMT				Date		MONTH	0000CD4 01 00 40 FC		
System Position	N 54-49-48.3 E 032-03.161	YEAR	0000CD4 00 00 SD FE	Day = 10		DAY	0000CD4 00 00 40 FD		
Altitude	47 ft	SYSTEM	0000D03A 24 FC 89 47	Month = 4		MONTH	0000CD4 00 00 40 2D		
Altitude 1 second ago		SYSTEM	0000D03B 00 00 40 2F	Year = 10		YEAR	0000CD4 00 00 40 2D		
Derived Vertical Speed (computed by FMS based on altitude change)	-2374 ft/min	ALTDIFFET	0000D03C 00 00 40 2F	FMS1 Status	Airspeed Mode.	FMS275	0000C6E8 0D 80 00 FD		
Filtered Derived Vertical Speed (Digital Vertical Speed with 4 second lag filter)	+603 ft/min	DERIVEDVDS	0000E1F8 02 5B 34 8C	FMS1 Position	Airspeed Mode. Flight plan available for cross fill. Approach mode not active.	FMS	0000DABA 26 FC 90 00 16 CB 00 00		
True Air Speed	73 281 m/s (142 45 kts)	TAS	0000C1EE 12 52	Heading	No Computed Data	DUFLLG	0000C6D0 00 13		
Indicated Air Speed	145 mph	IAS	0000C1E9 00 00 00 0A	Selected Heading	Last known heading value was 264.8°	DUHDG	0000C6E4 BC 4D 00 00		
Ground Speed	145 mph (130 20 kts)	GS	0000C1E9 11 00	Selected Velocity	No Computed Data	XIN SEL HDG	00132AD0 20 00 00 FF		
System Velocity	S 22 2391 m/s W 69 2235 m/s	SVSVEL	0000D08E FF E9 C2 CA	True Air Speed	127 kts	XIN SEL FREQ	00132AD0 20 00 00 FF		
True Track Angle	232.4°	SVSDIST	0000D09E D9 FB C6 C8	Pressure Altitude	573 ft	XFLILSAT	0000C768 60 20 FE		
Magnetic Heading	264.8°	HDGDIRC	0000C58C 60 00	Baro-Corrected Altitude	573 ft	XFLILSATZ03	0000C770 60 11 ES FE		
Magnetic Variation	E 7.61°	HDGCR	0000C9E0 05 6A	Static Air Temperature	0.5°C	XFLILSATZ04	0000C776 60 11 ES FE		
Wind	N 200° IAS 10 N 200° IAS 10 (Note: This is expected because there is loss of heading, which is necessary for computation of winds.)	WMAVAR	0000C9E8 11 00			XFLILSSAT	0000C780 60 04 00 FE		
Static Air Temperature	0°C	WANG	0000C9EA 11 10						
Active From Waypoint	EPWA	SAT	0000C590 00 00						
	L1 P10 M1 Leg number 19 DRLN 54-40.7 E 032-08.6 (DRL is a user-defined waypoint.)		26 FD 32 00 16 DB 84 00						
Table 3-5 Serial Number 281 Lateral Flight Plan				Table 3-17 Key Press History					
Leg No.	Path	Terminator	Comment	Mode	Field	Page	Key	Crew Action	Result
1	Initial Fix	EPWA	Warsaw Frederic Chopin Airport	FPL	43	1	R2	On the FPL page, pressed the INFO key.	
2	Course 291°	D289C	RW29 BAMS1G Departure					Displayed information about the cursoried waypoint.	
3	Course 291°	1000 ft Altitude	RW29 BAMS1G Departure						
4	Heading 339°	Intercept next leg	RW29 BAMS1G Departure						
5	Course 309°	Overfly WA706	RW29 BAMS1G Departure						
6	Direct	WA798	RW29 BAMS1G Departure						
7	Track	WA572	RW29 BAMS1G Departure						
8	Track	BAMSO	RW29 BAMS1G Departure						
9	Track	ASLUX							
10	Track	TOXAR							
11	Track	RUDKA							
12	Track	GOVIK							
13	Track	MNS	Minsk-2 VOR/DME						
14	Track	BERIS							
15	Track	SODKO							
16	Track	ASKIL							
17	Track	DRL1	User-defined N 54-49.30 E 031:57.00						
18	Track	10XUB	User-defined N 54-50.07 E 032:18.86						
19	Track	DRL	User-defined N 54-49.70 E 032:08.60						
20	Track	XUBS	User-defined N 54-49.50 E 032:01.60						

五、結論與建議

飛航事故的現場調查階段存在許多變數，對於已受損的飛航紀錄器及機載航電設備的保全尤其困難。調查人員除需具備專業知識外，建立非揮發性記憶體（NVM）的處理程序及解讀能量亦刻不容緩。其中，培育專業人才與製造商建立良好的聯繫管道是首要工作。

新式飛航資料紀錄器約可紀錄器 1,000 多項參數，且絕大多數的訊號來源為第一套航電設備。為了獲得關鍵時刻的系統設定、發動機相關狀態、飛控電腦的故障順序等資料，就得依賴 NVM。對於老舊航空器，未安裝飛航紀錄器及紀錄參數甚少、紀錄器因為維修問題無紀錄或紀錄錯誤，或飛航紀錄器未斷電致資料遭覆蓋等情況下，NVM 就成為事故調查的主要證據來源。然而，機載電腦的 NVM 模組，主要用途是為特定組件或裝備的維護，不具備類似飛航紀錄器的墜毀殘存能力，NVM 模組可能因撞擊、火燒及浸泡雨水或海水而損

壞。

本研究結果顯示 NVM 模組使用特定的資料格式與時間系統，容易造成 NVM 與 FDR 的資料不好比對。對於完好的 NVM 晶片解讀，只要使用相同件號的裝備即可查閱紀錄的資料，或是列印出來。對於玻璃駕駛艙的整合式儀表內的 NVM，原始資料格式較為複雜且 NVM 模組的下載介面常用特殊規格，需要製造商提供技術協助。對於已受損的 NVM 模組包括飛航紀錄器，從現場保全、運送安排及實驗室拆解都需審慎處理以避免二次傷害，更甚者造成資料流失。此外，涉及製造商的專利及專屬資訊，調查人員應恪守職業道德及保密規範，以防觸及國際訴訟。

參考文獻

官文霖，「揭開黑盒子的祕密」，科學發展月刊，科技部，第 495 期／10303，2014 年 3 月。

張孟凡，「淺談記憶體 IC」，國立清華大學電機工程學系，2009 年 11 月。

官文霖，“赴美國巴爾的摩市參加 2012 年國際航空安全調查員協會（ISASI）年會出國報告”，系統識別號：C10103030，2012 年 9 月。

飛航事故調查報告，“復興航空公司 GE 5111 航班於松山機場起飛爬升時駕駛艙出現高溫氣體”，調查報告編號：ASC-AOR-14-03-001，2014 年 3 月。

科技商情報導，「高速週邊／儲存裝置傳輸技術演進與市場趨勢」，2014 年 11 月。

Aviation Accident Report, “Lauda Air B767 Accident Report, Laura Air Luftfahrt Aktiengesellschaft, Boeing 767-300ER Registration OE-LAV Dan Chang District Suphan Buri Province, Thailand, 26 May, 1991.” July, 1993.

Aviation Accident Report, “AA965 Cali Accident Report, Near Buga, Colombia, Dec., 1995.” Nov., 1996.

Aviation Accident Report, “In-Flight Fire Leading to Collision with Water, Swissair Transport Limited, McDonnell Douglas MD-11 HB-IWF, Peggy’s Cove, Nova Scotia 5 nm SW, 2 September 1998.” Aug., 2003.

Aviation Accident Report, “Committee for Investigation of National Aviation Accidents, Tu-154M (tail number 101), April 10th, 2010, Area of the Smolensk

North Airbase,” Ministry of Infrastructure and Development, State Commission on Aircraft Accident Investigation, Republic of Poland, Jan., 2011.

ISASI Seminar Proceedings, “What Limited Data Sets Can Reveal,” 36th Annual International Seminar, ISASI Proceedings, Sept. , 2005.

Aviation Accident Report, “Helios Airways Flight HCY522 Boeing 737-31S at Grammatiko,Hellas on 14 August, 2005.” Nov., 2006.

Aviation Occurrence Report, “One-Two-Go Airlines DC-9-82 (MD-82), HS-OMG, Phuket International Airport, Thailand,” AAIC/Thailand report, June, 2009.

Aviation Occurrence Report, AAIB/UK report no.: EW/C 2008,07/02, June, 2009.

ICAO DOC, “Manual of Aircraft Accident and Incident Investigation, Part III – Investigation,” Chapter 7 Flight Recorders, first edition, 2012.

