

指令與資料處理次系統

Command & Data Handling

林志隆

Chih-Long Lin

本篇文章說明福衛五號 C&DH (Command & Data Handling) 指令與資料處理次系統之功能架構、發展歷程與軌道運作現況。C&DH 負責接收、處理來自地面操控中心之上傳指令，以管控衛星構型、調整衛星姿態、執行拍攝影像任務和科學酬載實驗；同時亦執行飛行軟體之電力、熱控、姿態控制功能，收集衛星狀態資料下傳地面站，以研判衛星健康狀況。本次系統主要元件為 OBC (On Board Computer) 衛星電腦，為國內首次自製，由太空中心進行電氣與電路設計，中科院則執行機械、熱控設計以及製作組裝。

This paper introduces FORMOSAT-5 C&DH (Command & Data Handling) subsystem related with function, architecture, development flow and orbit operation status. C&DH is to receive and handle the ground stations uplink TC (Telecommand). It performs TC to control satellite configurations, adjust attitude, take images and conduct science payload experiments. Simultaneously, it executes FSW (Flight Software) for Power/Thermal/Attitude control. The satellite SOH (Status of Health) data are also collected and downlinked to the ground stations for monitor and analysis. OBC (On Board Computer) is the key component of C&DH. It's first indigenous component in Taiwan. NSPO is responsible for electrical circuit design. NCSIST is responsible for mechanical & thermal design, PCB & chassis productions and assembly.

一、指令與資料處理次系統功能說明

指令與資料處理次系統由兩個衛星電腦 (OBC) 所組成，為雙重備援 (dual redundant) 設計，具有三類功能。

1. 衛星的控制指揮中心：執行飛行軟體以控制衛星的動作，自行維持健康狀態與執行酬載排定之任務，宛如人類之大腦。
 - (1) 電力調節控制：調節太陽能板至電池之充電電流，對電池妥善充電；電池放電時則監控衛星電壓，必要時關閉部分負載以減緩電池過度放電。

- (2) 姿態與軌道維持：在日照而無拍攝影像任務時，衛星轉動姿態使太陽能板正向太陽，以獲得最大的電力。
- (3) 適當環境溫度維持：監控衛星各元件溫度，以散熱和適度加熱的方式，使元件溫度維持在預定範圍內。
- (4) 衛星時間管理：接收並判斷 GPS PPS (Pulse Per Second) 為有效信號後，隨即進行追蹤同步，提供 PPS 信號給星象儀、陀螺儀等其他元件，另外對每個事件提供時間訊息。
- (5) 衛星取像管理：依據衛星影像拍攝之排定時程，在預定的時間轉動衛星姿態，對指定地區

拍攝影像，可邊拍照邊下傳，也可先儲存而後伺機下傳。

- (6) 科學實驗管理：通常在背光區進行科學實驗，在預定的時間啟動儀器進行實驗，先儲存資料而後下傳。
2. 地面指令執行：S-band 接收機在收到地面操控站上傳指令後，會傳送至衛星電腦，經解碼與判定為有效指令後，隨即進行動作或者在預定的時間執行。指令包括管控衛星構型、調整衛星姿態、執行拍攝影像任務和科學酬載實驗等。
3. 衛星資料管理：衛星電腦與其他衛星元件相連，定期收集狀態資料即時下傳地面站，以研判衛星健康狀況。亦可降低資料量以儲存多軌道數據，做為偵錯與長期趨勢分析之用。

二、衛星電腦架構說明

衛星電腦包含中央處理器、資料儲存、重置管理、SPW (SpaceWire) 路由器、遙傳資料與指令處理、姿態控制、健康狀態資料處理、直流電源等各項功能電路板。衛星電腦外觀及其組成電路板如圖 1：

各電路板與模組主要功能，如以下說明：

- (1) 中央處理器 (BC)：由 LEON 3 微處理器構成的單板電腦，備有 PROM 記憶體可存放啟動程式，以 EEPROM 存放飛行軟體，執行飛行軟體和地面站之上傳指令，以達成各項任務。本電路板具衛星時間管理功能，提供 PPS 信號使衛星各元件同步運作。

開機後啟動程式將飛行軟體由 EEPROM 搬至 SRAM，並在 SRAM 執行程式與演算資料，增

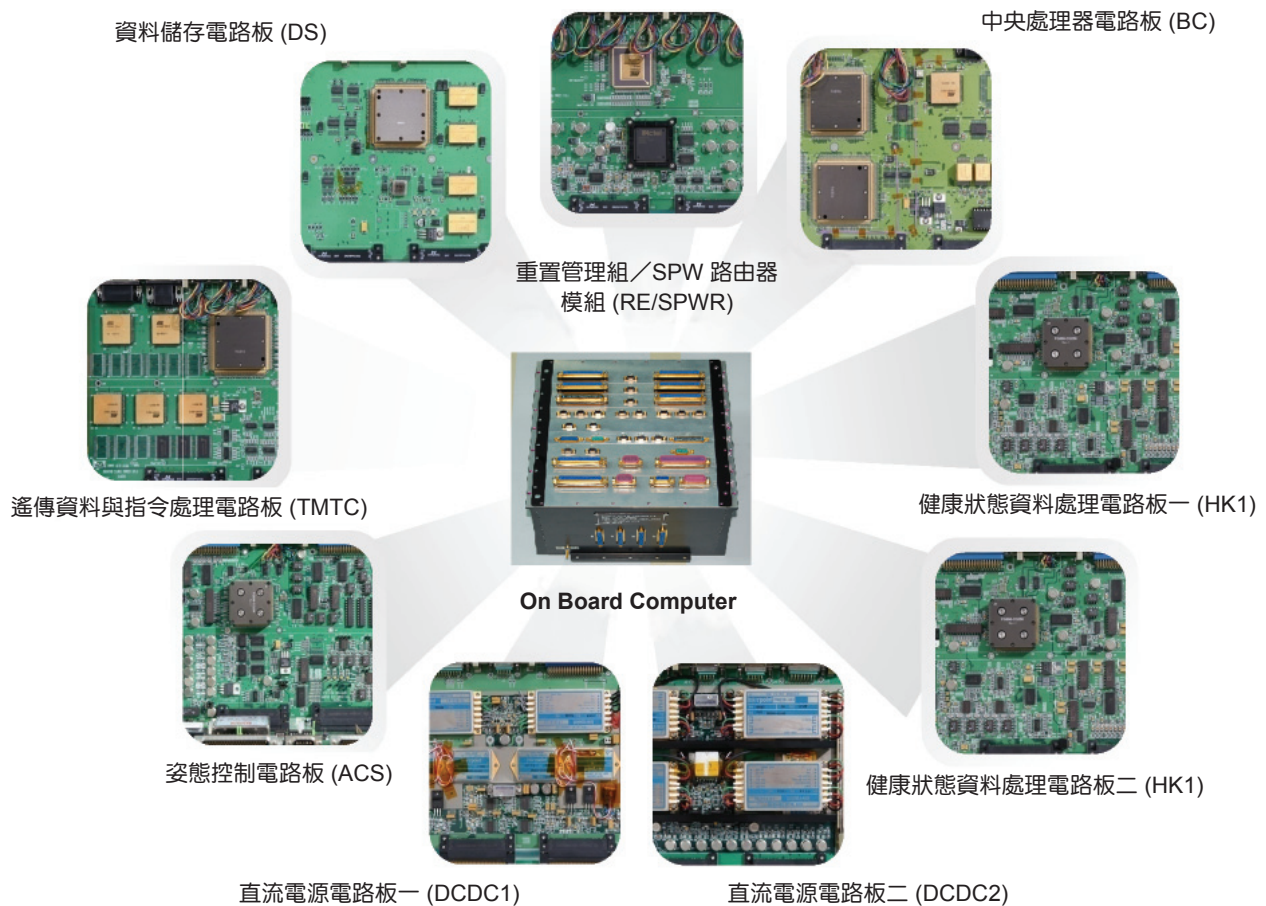


圖 1. 衛星電腦架構。

加運作速度。在軌道運行中，飛行軟體仍可由地面站進行修改。

- (2) 資料儲存 (DS)：提供 AIP 科學酬載 3 Gbits 的科學資料儲存空間，由 SDRAM 記憶體組成，可先進行記憶體自我測試以隔離出異常區塊，然後進入正常操作模式。

最小的記憶區塊 (sector) 為 24 MB 共計 16 個區塊，採用檔案管理的方式，每開一個檔案需指定大小：1-16 區塊；格式：線性 (linear) 或圓周式 (circular)，最多可開啟 16 個檔案。

- (3) 重置管理 (RE)：監控衛星電腦之電力異常與飛行軟體執行異常狀況，當異常發生時，本模組將根據原先設定的衛星構型，進行切換重組和紀錄相關訊息，並重新啟動軟體，期使衛星排除異常，以新構型進入到安全模式操作。

俟異常原因了解後可再次調整構型，使衛星逐步恢復到正常的拍攝影像模式。異常狀況有分類和計數，重置動作以三次為限，超過之後須藉由地面操作進行恢復，有此狀況表示衛星發生很大的問題。

- (4) SPW (SpaceWire) 路由器 (SPWR)：衛星電腦內部 BC 與其他各電路板的聯繫，藉由本路由器達成，具有八個全功雙向的 SpaceWire 通道。各電路板速率不同，BC 設定在 50 Mbit/s，傳送速率高且通訊穩定，暫態的失效會自動嘗試復連。

兩個衛星電腦之路由器互相連通且同時啟動，BC 可控制另一個衛星電腦的其他電路板，達到交錯通聯 (cross strap) 的功能，大為提升可靠度與使用期限。

- (5) 遙傳資料與指令處理 (TMTC)：主要介面為連接 S-band 接收/發送機，藉由 S-band 接收機收取地面上傳指令，經本模組解碼與判定為有效指令後，交付 BC 與飛行軟體即時執行衛星操作。而 TMTC 在完成健康資料的編碼後，亦將遙傳資料送至 S-band 發送機，下傳至地面站，以研判衛星健康狀況與獲得科學酬載資料。除飛行軟體執行的指令外，地面站亦可上傳硬體指令，由 TMTC 解碼後直接執行，包括 Power Cycle OBC、Reset BC、切換 BC 等變動

構型的指令。

- (6) 姿態控制 (ACS)：連接姿態控制次系統之感測器與制動器元件，例如星象儀、太陽感測器、磁力計、推進器、反應輪、磁力棒等，從各項感測器收集資料，經飛行軟體演算並送命令到制動器，以便轉動或移動衛星。

ACS 亦與影像酬載連結，可以送出指令進行控制以及接收其健康狀態資料，兩者間具 cross strap 介面，增加操作彈性。

- (7) 健康狀態資料處理 (HK1 & HK2)：連接 GPS 接收機、陀螺儀 (gyro)、科學酬載，進行指令與資料雙向溝通，另一特點是具有多通道的 PT1000 溫度感測電路，可以量測衛星各元件與機構件溫度，藉此資料進行衛星溫度控制，確保衛星維持在正確的操作溫度範圍。

HK1 & HK2 電路相同可以替換，只是連結的對象不同，對於電壓、電流亦提供偵測電路，下傳的資料作為研判和趨勢分析之用。

- (8) 直流電源 (DCDC1 & DCDC2)：DCDC1 提供二次側電源 (secondary power) 給 RE、SPWR、TMTC 等三模組，兩個 OBC 內的 DCDC1 都維持供電不斷電，為 hot redundant。DCDC2 提供二次側電源給 BC、DS、ACS、HK1、HK2 等五模組，只能開啟某一個 OBC 的模組，A or B side 可以交錯，這五模組可以開關、切換，為 cold redundant。

兩種直流電源皆有低電壓偵測和保護電路，亦都具有 main & redundant section 的備份設計，平常預設在主要區塊工作，如有異常則切換至備援區塊工作。

- (9) 背板 (Back Plane, BP)：上述的電路板共計 9 片，每片電路板底部安裝兩個 110 pin 接頭，以插入到背板接頭固裝。背板由硬板與軟板組成，硬板為 12 層電路板，軟板為其中 6 層。背板之主要功能在 9 片電路板間之信號連接，以及連接至外部接頭和其他衛星元件連結。背板亦由中科院設計製作，軟板透過特殊製程製造，具可曲折性，曾在首次製作失敗，經討論、改進後再次製作成功。

- (10) 機座 (chassis)：中科院設計製作，由鋁合金底

板與四側面板組成，面板間隙墊上 Sigraflex 導電、導熱材料薄層，主要在降低熱組。底部四邊以 M5 螺絲固定於衛星結構，設計有接地點 (grounding stud) 可接地至衛星。

三、衛星電腦之發展歷程

太空中心由規格分析開始全部都是自主研发，包含電路設計、數位線路模擬分析、FPGA 韌體發展、線路佈局，並配合中山科學研究院之製造能量，執行電路板與結構體製造，最後太空中心與中科院共同進行太空環境測試包括電路板環境篩選及元件測試熱真空、振動、衝擊、電磁相容驗證，以確認衛星電腦飛行體能於軌道上正常運作。

1. 設計要點

電路設計上考慮模組相互備份、高可靠度設計、衛星失效安全模式管理、減額 (derating) 設

計、大設計裕度、失效隔離設計、雜訊抑制設計，具 2 千萬指令／秒 (20 MIPS) 運算處理能力、高速資料通信達 2 千 5 百萬位元／秒 (25 Mbps)、下傳遙測資料速率達 8 百萬位元／秒 (8 Mbps)、上傳指令速率達 12 萬 8 千位元／秒 (128 Kbps)、能搭載 6 個科學酬載共 30 億位元 (3 Gbits) 科學資料等功能，而且於軌道上能從地面將飛行軟體完全改版。衛星電腦能在嚴酷的輻射、高溫、低溫太空環境下可靠度 0.94 運作超過 5 年。

衛星電腦的電路大致分成電源、類比與數位三種類，電源電路考慮所用電子零件複雜度高而可靠度略低，因此設計為四套備份，類比與數位電路則為二套備份。各項額定電壓、電流的 derating factor 為 0.5-0.6，零件操作溫度需低規範值 20 °C 以上。對於重要設計參數做 worst case analysis 包括 timing analysis，需保留電氣與時間之設計裕度。

類比信號輸入之前端，皆有低通濾波電路抑



技術討論會議



電路板測試



電路板檢修



單元電機整合

圖 2. 衛星電腦之研發、設計、測試、討論過程。

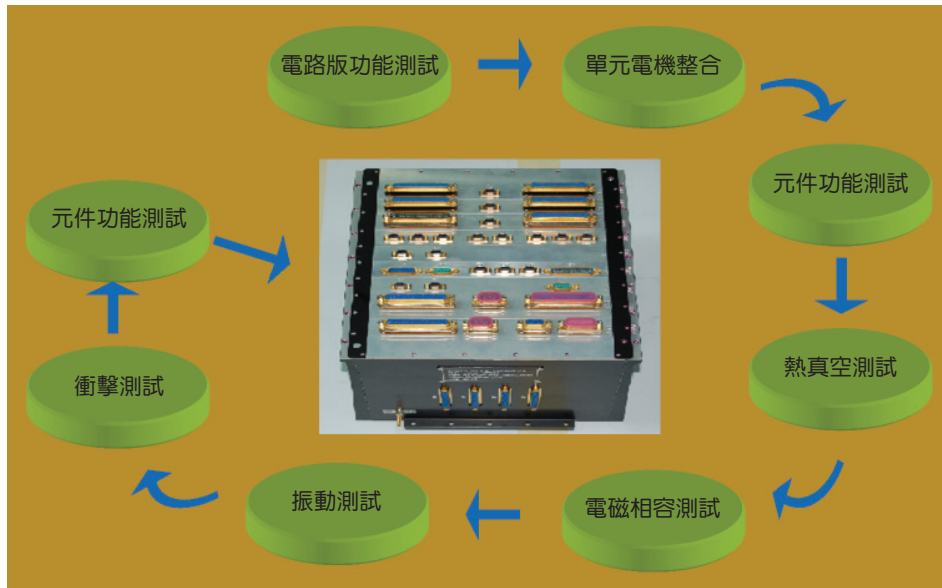


圖 3. 衛星電腦工程驗證體測試流程。

制雜訊，電路板內也配置許多濾波與零件旁路電容。電路板的接地設計也是關鍵因素，先區分成 primary ground、digital ground、analog ground，再於適當地方連接。SPW、RS422 UART 等串列傳送線路，皆考慮到線徑等長阻抗匹配等要求，資料傳送時加上一組演算碼，進行演算確認傳輸無誤。

LEON 3 微處理器具有 EDAC (Error Detection And Correction) 失效偵測與更正功能，亦即一位元失效可做更正，二位元失效則僅做宣告。微處理器對於周邊記憶體的搬運、讀寫，也都可以啟動 EDAC 功能，排除暫態的失效。

2. 組裝製作

衛星電腦的製作包括工程體 (Engineering Module, EM) 兩套，工程驗證體 (Engineering Qualification Module, EQM) 一套，飛行體 (Flight Module, FM) 兩套。EM 由民間廠商製作，EQM 與 FM 則委託中科院進行機械、熱控設計與製作、組裝。EM 使用軍規等級以下的電子零件，電路電氣功能與機構外型，九成接近 FM。EM 安裝於衛星工程發展平台上，以進行飛行軟體發展與衛星系統驗證。

EQM 使用軍規等級以上的電子零件，電路電氣功能與機構外型與 FM 相同。用於執行嚴格的品質測試 (qualification test)，包括熱真空、振動、衝

擊、電磁相容等環境測試，可降低 FM 研製風險確保成功。

FM 使用抗輻射太空等級電子零件，亦須經過熱真空、振動、電磁相容等環境測試，其中振動測試的強度較低，也不需進行衝擊測試。兩套 FM 裝置於衛星，發射入軌執行任務。

3. 環境測試

熱真空測試 (Thermal Vacuum Test, TVT) 模擬衛星軌道環境溫度之嚴峻變化，在 OBC 操作之極限點高低溫循環測試，每日 24 小時於太空中心整測廠房輪班進行。

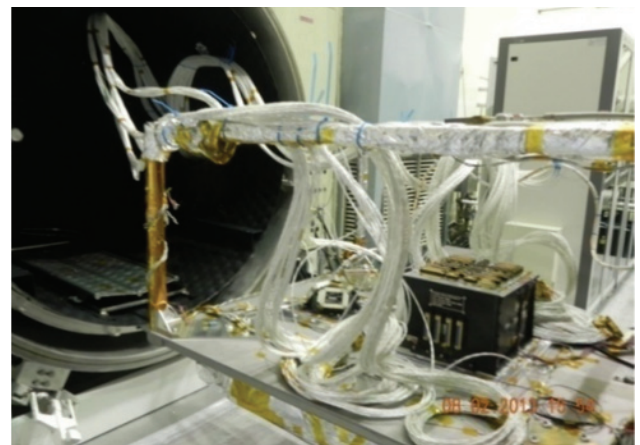


圖 4. TV Set up。



圖 5. TV Test 130219 ~ 0221, 0307 ~ 0313。

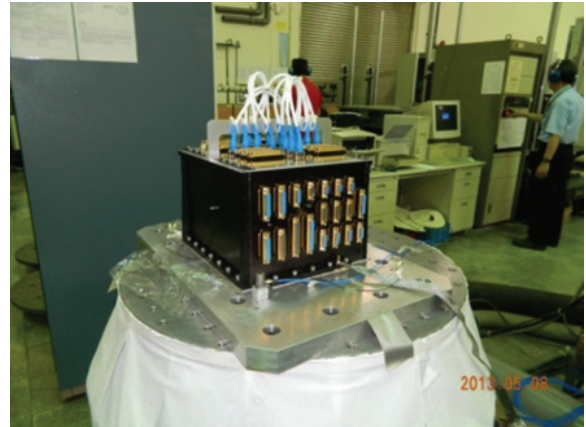


圖 7. Vibration Test 130506 ~ 07。

電磁相容 (Electrical Magnetic Compatibility, EMC) 測試驗證 OBC 在電磁場的響應，分為傳導 (conducted)／輻射 (radiated) 與發射 (emission)／接收 (susceptibility) 亦即 CE、CS、RE、RS 等四類，使用太空中心整測廠房和設備。

振動測試進行 X-Y-Z 三軸測試，分為弦波 (sine) 與隨機 (random) 振動兩類。每次振動測試前後，皆須做共振頻率掃描，兩者之頻率偏移以不超過 5% 為原則，另需做電氣功能測試，確認元件工作正常，振動測試於中科院進行。

衝擊測試進行三軸正負向，共六次測試，以自由落體和緩衝墊片模擬衝擊頻譜，衝擊測試前後亦須做共振頻率掃描，比較兩者之頻率偏移，並以電

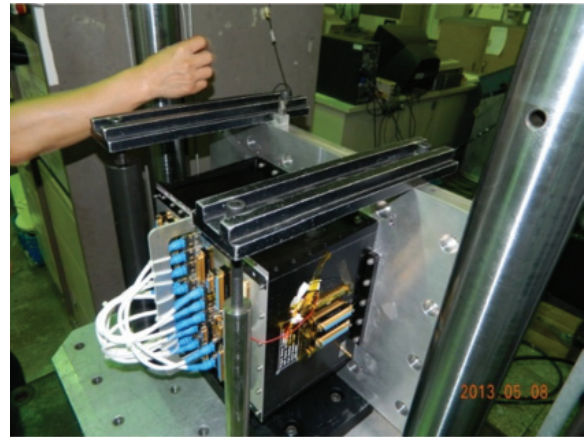


圖 8. Shock Test +y axis 130508 ~ 09。

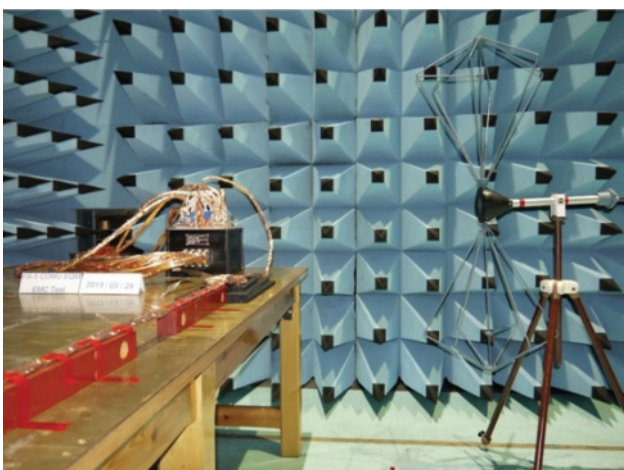


圖 6. EMC Test 130319 ~ 0408。

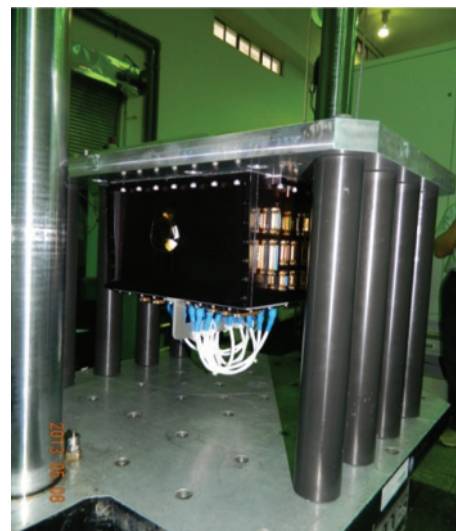


圖 9. Shock Test -z axis。

氣功能測試確認元件工作正常。由於衝擊測試為破壞性測試，會造成隱藏性傷害，一般只在 EQM 測試，本測試同樣於中科院進行。

四、衛星電腦之軌道運作與後續研發

福衛五號於 2017 年 8 月發射升空，初期軌道操作時，飛行軟體曾數次上傳進行修改與重新燒錄，衛星電腦皆能完成這些關鍵的功能。衛星電腦目前在軌道上之運作正常，只發生過幾次 SPW 信號短暫傳送異常，並即時自動恢復連線。目前仍需長期觀察以獲得失效率、可靠度等資料，進行重要參數之趨勢分析。

衛星電腦的設計架構，參考到福衛二號，細部電路設計、FPGA 設計則為 NSPO 自行研發。重要不同在於福衛二號是從國外採購取得，福衛五號衛星電腦則首度由國內設計製作，所選用微處理器、控制介面、電子零件皆與以往不同。兩者之架構和功能類似，皆為 dual redundant，有失效偵測隔離以及防範措施。

元件架構盡求精簡，設計時要有充分模擬分析、選取適用零件、周嚴的功能測試與環境測試，始能研製出高品質元件。福衛五號衛星電腦的研製，達到下列數項目標：

1. 成功建立自主研發太空級衛星電腦，其高可靠度及高性能可滿足未來太空中心衛星任務需求。
2. 累積太空級電子電路設計與整合測試能量，成功完成衛星重要元件之研發。
3. 完成衛星電腦之發展，可與其他衛星計畫合作開發專用之元件。
4. 建立國內中山科學研究院自主組裝、製造太空等級電子元件之能量。

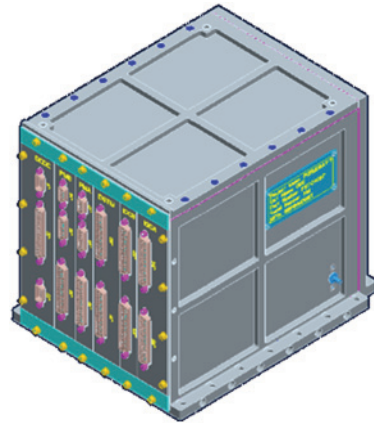


圖 10. 獵風者衛星電腦。

福衛七號獵風者衛星：衛星電腦

參考福衛五號衛星電腦的設計，減少電氣介面，降低體積、重量、用電，已完成福衛七號獵風者衛星之衛星電腦研製。工程體用於軟、硬體整合驗證，飛行體亦安裝於衛星，進行衛星整合測試。

五、結論

福衛五號 C&DH 次系統之設計、分析與元件發展，花費許多時間、人力、物力，藉此計畫累積經驗，並作為往後衛星計畫或相關運用之發展平台。研製階段已告段落，軌道運作則始於初期，需做長期觀測與維護，以期符合運作壽命之設計目標。



林志隆先生為國立台灣大學電機所碩士，現為國家實驗研究院國家太空中心研究員。

Chih-Long Lin received his M.S. in electrical engineering from National Taiwan University. He is currently a researcher at National Space Organization, NARLabs.