

光學遙測酬載

Remote Sensing Instrument

黃柏瑄

Po-Hsuan Huang

福衛五號搭載的主要任務酬載即為光學遙測酬載，這顆酬載負責執行福衛五號的主要任務，以推掃 (push-broom) 的方式於 720 公里高的軌道對地球表面進行多光譜影像拍攝。光學遙測酬載使用之多光譜波段包含一個全色態 (PAN, 400–700 nm) 以及四個從藍光至近紅外的多光譜波段，設計的地面解析度為全色態 2 公尺，多光譜波段 4 公尺。光學遙測酬載由各個次系統所組成，包含光學次系統、結構次系統、熱控次系統、聚焦面組合及電子單元。以下逐一簡約介紹組成光學遙測酬載各個次系統以及整合測試過程。

FORMOSAT-5 Remote Sensing Instrument (RSI) is primary payload on FORMOSAT-5 optical remote sensing satellite. RSI will capture earth images by push-broom method from a sun synchronous orbit at 720-km altitude with 98.28-degree inclination angle, which provides 2-m resolution panchromatic (PAN, black & white) and 4-m resolution multi-spectral (MS, color) images. The RSI consists of several sub-systems, including optical sub-system, structure sub-system, thermal control sub-system, focal plane assembly (FPA) and electronic unit (EU). This article will briefly introduces the RSI sub-systems and RSI integration and testing process.

一、光學系統

福衛五號光學遙測酬載之光學系統 (optical system) 採用與福衛二號相同之 Ritchey-Chrétien 光學系統架構，此架構包含兩片非球面反射鏡與一組由四片透鏡所組成的修正透鏡組。光學系統設計之通光孔徑為 450 mm，有效焦長 3600 mm，視角 1.92 度，焦比 F/8，光學系統之光學長度為 1000 mm。

光學遙測酬載採用的 CMOS 影像感測器，PAN 波段的畫素尺寸為 $10\mu\text{m}$ ，其他四個多光譜波段的畫素尺寸為 $20\mu\text{m}$ ，於焦平面的空間頻率分別為 50 lp/mm 與 25 lp/mm。光學遙測酬載的光學設計於 50 lp/mm 的 MTF 能夠達到 0.39，於 25 lp/mm

的 MTF 能夠達到 0.55 至 0.73，於不同波段因所使用的光波波長不同而有些差異，設計值的 MTF 均接近繞射極限。

光學遙測酬載的主鏡 (primary mirror, M1) 的通光孔徑為 450 mm，外徑尺寸為 466 mm，使用的材質為 Schott ZERODUR® 低熱膨脹玻璃陶瓷，採用蜂巢式減重設計，減重後的鏡片重量為 9.72 kg，減重比達 50%。其光學面為雙曲面，中心的曲率半徑為 1961.09 mm。

光學遙測酬載的次鏡 (secondary mirror, M2) 的通光孔徑為 158 mm，外徑尺寸為 160 mm，使用的材質為 Schott ZERODUR® 低熱膨脹玻璃陶瓷，沒有減重設計，鏡片重量為 1.41 kg。其光學面為雙曲面，中心的曲率半徑為 794.71 mm。

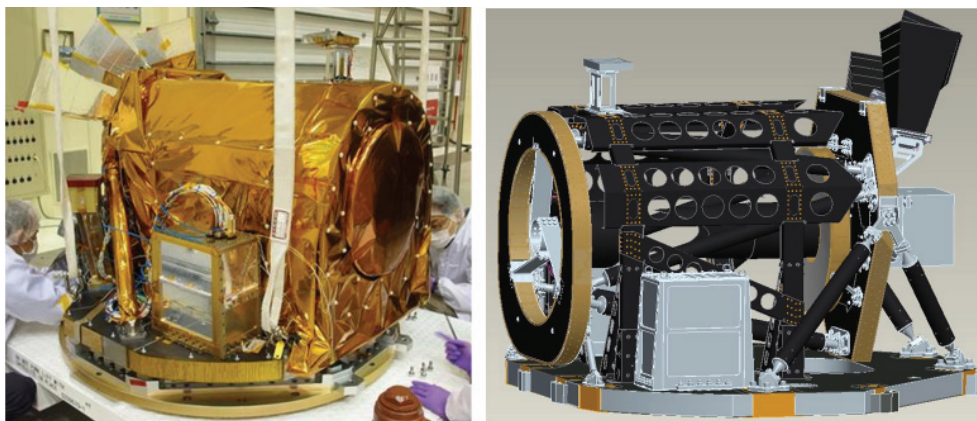


圖 1. 福衛五號光學遙測酬載。

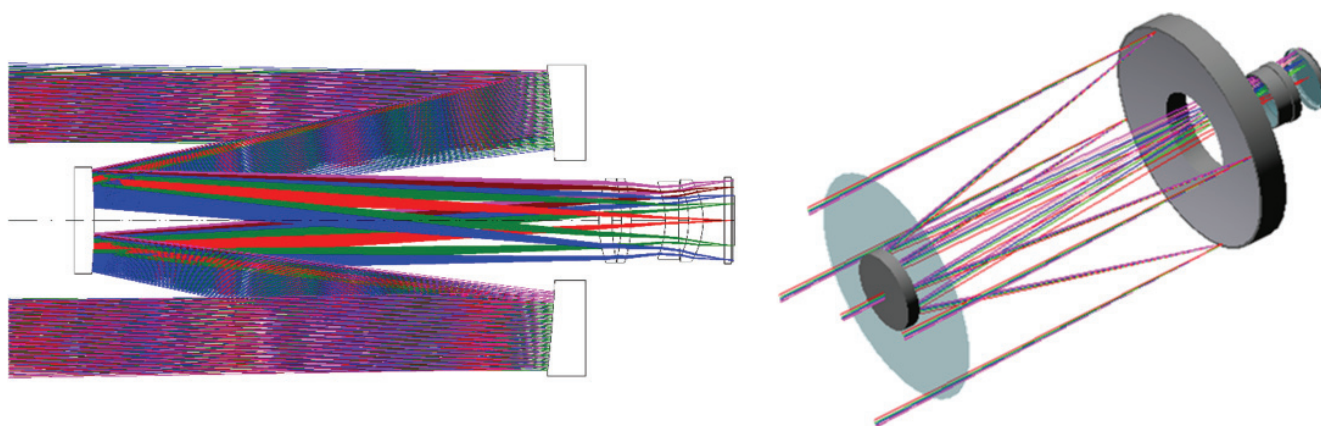


圖 2. 福衛五號光學遙測酬載之光學系統採用之 Ritchey-Chrétien 光學系統架構設計。

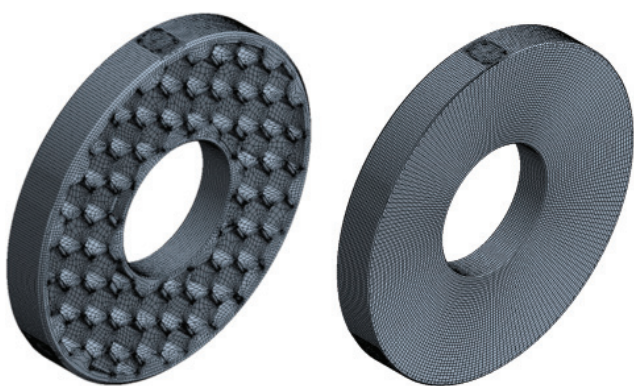


圖 3. 光學遙測酬載之主鏡減重設計。

光學遙測酬載的修正透鏡組 (corrector lens assembly) 由四片透鏡組合而成，所有透鏡均採用球面透鏡，材質為熔融石英 (fused silica)，鏡筒材質採用低熱膨脹係數的鎳鐵合金 Invar36，完成組裝之修正透鏡組總重量為 6.1 kg。

二、結構次系統

福衛五號光學遙測酬載結構體採用水平構型，其主要為延續福衛二號的設計。主結構體由複合材料組成，包括複合材料管件及複合材料蒙皮的蜂巢板 (honeycomb panel)。主結構體由國家太空中心主導設計分析，並由漢翔公司協助研發製造，以及進行最後的組裝。主結構體配合光學元件的組裝是整個光學遙測酬載發展過程最重要的挑戰之一，光學元件主要包括主鏡 (primary mirror)、次鏡 (secondary mirror) 及其他透鏡等項目。依據規劃，完成驗證之後的結構體必須先進行拆解讓光學元件進行組裝，當光學元件完成組裝調校之後，結構體再進行重新組裝。由於此時已包含了光學鏡片，而光學鏡片又相當敏感，些微的應力都有可能讓鏡片產生變形而影響光學品質，因此結構體在重新再組裝的過程必須嚴格的進行管控，以避免額外的應力

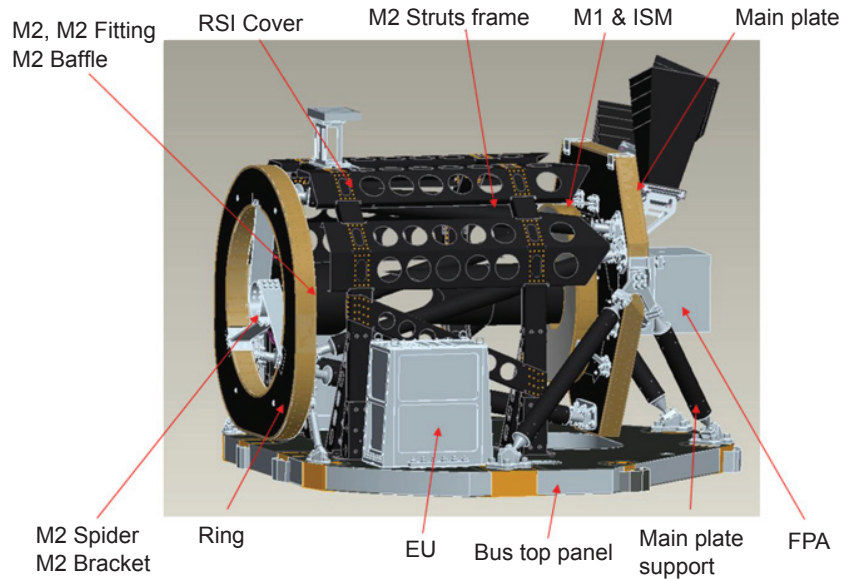


圖 4. 福衛五號光學遙測酬載構型。

產生而導致變形。

圖 4 為福衛五號光學遙測酬載結構體設計。福衛五號光學遙測酬載主結構體主要由複合材料所組成，包括以下幾個主要元件：

1. 衛星頂板 (top panel)：頂板為遙測酬載與衛星之間的介面，其主要組成由複合材料的蒙皮與鋁合金蜂巢膠合而成的蜂巢板。在需要強力支撐的局部點，則採用金屬塊的方式與蜂巢板結合。頂板的下方則是與衛星的介面，採用的方式是靜定支架的設計。
2. 主板 (main plate)：主板透過靜定支架提供主鏡片所需的強力支撐，並且提供與其他結構件及光學元件的連接介面，包括次鏡桿件支架 (M2 struts frame)、次鏡支撐板 (M2 support ring)、以及其他包括聚焦面組合支架 (FPA support)、遮光罩等元件的支撐。主板由主板支撐架 (main plate support frame) 支撐於頂板上，其主要構成為由複合材料的蒙皮與鋁合金蜂巢及金屬塊膠合而成的蜂巢板。
3. 主板支撐架 (main plate support frame)：主板支撐架為主板與頂板之間的機械介面，它透過左右兩側的特殊設計支撐，將主板的力量傳遞到頂板上。主板支撐架為複合材料的管件與金屬的支架膠合而成，並透過特殊設計的支架與主板

及頂板作結合。

4. 次鏡桿件支架 (M2 struts frame)：次鏡桿件支架由六根複合材料管件構成。每根複合材料管件兩端均透過與金屬塊的膠合作為與其他元件連接的介面。次鏡桿件支架主要連接主板及次鏡支撐板，透過高勁度的桿件連接，以提供整體遙測酬載的強力支撐。
5. 次鏡支撐板 (M2 support ring)：次鏡支撐板由複合材料的蒙皮與鋁合金蜂巢及金屬塊膠合而成，此一蜂巢板結構透過複雜的支架等機構設計，提供次鏡的支撐及調整機制，並提供遮光罩等元件的安裝。它與主板及次鏡桿件支架共同形成高勁度的結構體，並利用兩旁的支架，安裝於頂板上。
6. 主鏡靜定支架 (Iso-Static Mount, ISM)、保護蓋 (cover)、聚焦面組合支架 (FPA support) 等元件，依其特殊的功能設計，提供不同元件的支撐。

組裝完成之後的結構體於安裝各項元件配重塊之後進行結構強度測試，主要為三個軸方向的準靜態振動測試，目的在於驗證結構設計的安全性並檢驗材料的製造及組裝上的任何可能缺失，測試現場如圖 5 所示。測試完成之後的主結構體便已完成驗證，可以開始進行實際光學元件的組裝。

在進行光學元件的組裝過程中，為配合光學鏡



圖 5. 結構飛行體的驗證過程 (由左至右分別為 X 軸向，Y 軸向，Z 軸向之準靜態振動測試構型)。

片組裝程序，因此必須先拆解結構飛行體，並於主鏡安裝完成之後，重新組裝各結構元件以成為一套完整的光學遙測架構。為確認已完成再組裝之光學遙測架構的結構穩定性，一共進行兩次微穩定 (micro-setting) 振動測試，第一次在主、次鏡安裝後進行。第二次在修正透鏡組及 FPA 飛行支架安裝後執行。這兩次測試均輔以光學系統波前誤差的量測來檢驗測試結果的合理性。結果顯示光學遙測架構於第一次微穩定振動測試後即趨於穩定。

三、熱控次系統

福衛五號在外太空低溫環境下繞著地球運行，除了受到太陽輻射熱和地球輻射熱之外，衛星元件也會因為操作而發散熱量，因而造成衛星元件會有高低溫變化。為確保衛星元件均能在正常範圍內操作，必須設計一個良好的熱控制系統，維持衛星所有元件在安全溫度範圍內運作。福衛五號的熱控制

設計主要是利用各種主被動熱控元件進行，如圖 6，包括利用多層絕熱材料 (Multi-Layer Insulator, MLI) 隔絕衛星內部與太空環境的熱輻射，同時利用散熱片 (radiator) 將衛星元件的熱能輻射至外太空環境，此外亦利用溫度感應器 (thermistor) 及電熱片 (heater) 來解決元件低溫的問題。

熱控次系統的設計是依任務環境及衛星對溫度之需求而設計，但在熱控硬體的使用上是有參考福衛一號及福衛二號之經驗。例如在多層隔熱層 (MLI) 的層數製作上，福衛五號是跟福衛二號一樣 22 層，而在散熱片的使用上是跟福衛一號一樣使用散熱效果較好的鍍銀散熱片。

福衛五號跟福衛二號溫控方式的主要不同處在福衛二號的遙測酬載及本體的溫度是由衛星電腦做控制，而福衛五號的遙測酬載及本體的溫度控制則分別由遙測酬載電子元件及衛星電腦控制，可以減少衛星電腦及電力控制單元的負擔。

熱控次系統的主要設計需求：

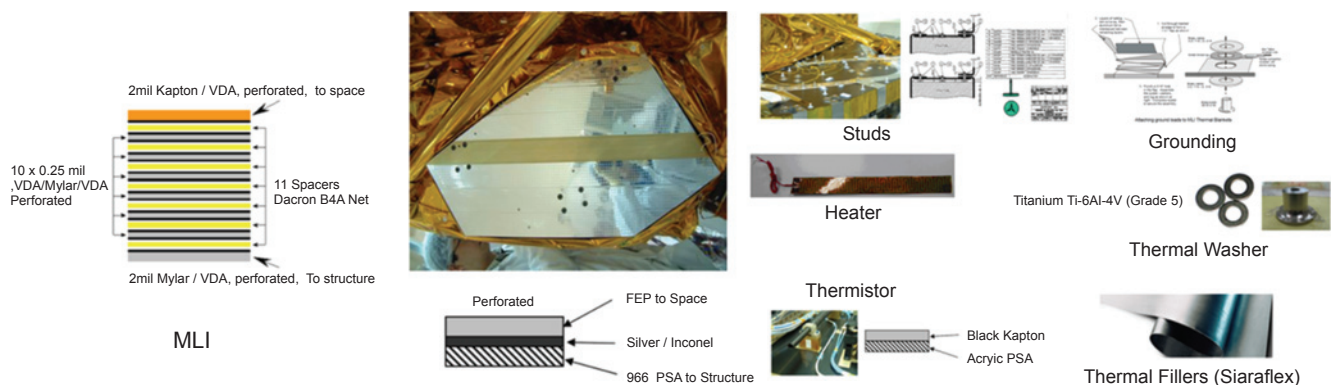


圖 6. 各種主被動熱控元件。

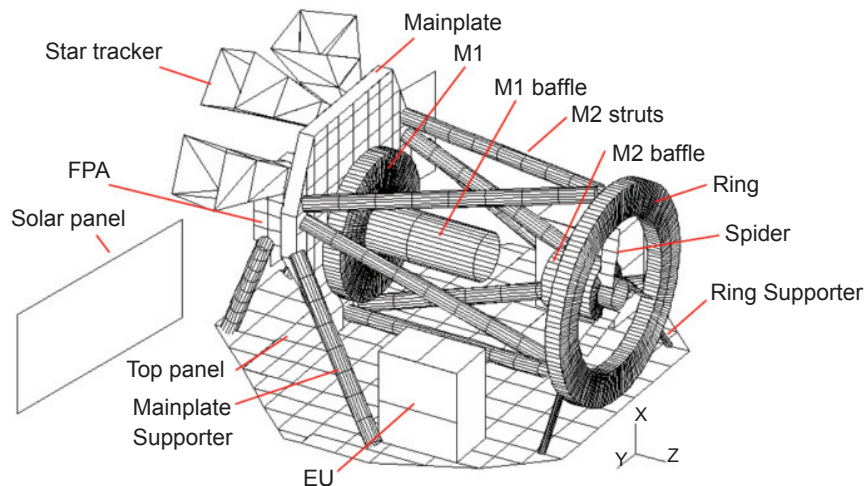


圖 7. 光學遙測酬載熱控模型。

1. Thermal uncertainty margin before thermal balance test and model correlation ≥ 8 degree Celsius.
2. Heater margin: To control the component to 5°C above its minimum allowable temperature.

熱控分析須先根據衛星軌道高度、傾角、軌道時間與衛星運作模式等去估測各種極端溫度範圍，在衛星不同運作模式下去分析衛星受太陽入射角的變化產生的溫度變化。

結合衛星環境的數據與內部元件運作之模式，建立衛星熱控模型以及光學遙測酬載熱控模型以進行熱控分析與設計，如圖 7 及圖 8 所示。

以熱控模型進行軌道分析後可以得到光學遙測酬載各元件之高低溫度分佈，如圖 9。

根據光學遙測酬載熱控分析結果，再參考各元件之容許運作溫度範圍，適當的配置溫度感應器及電熱片於光學遙測酬載內部便可達成最佳之光學遙測酬載熱控系統，如圖 10 所示。

四、CMOS 型聚焦面組合

CMOS 型聚焦面組合 (Focal Plane Assembly, FPA) 為光學遙測酬載上之影像感測次系統，主要功能為：將望遠鏡之成像進行光電轉換，轉為電子訊號，並進行 12 位元數位化，並予以格式化後輸出到衛星進行壓縮並下傳影像資料至地面上之衛星接收站，光學遙測酬載聚焦面組合中執行光電轉換的影像感測器，是使用聯華電子 $0.18\mu\text{m}$ 互補

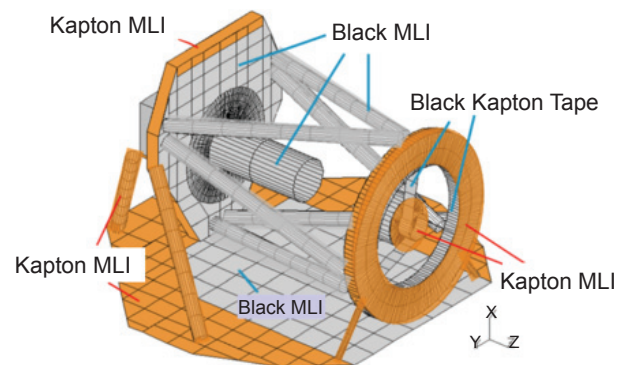


圖 8. 光學遙測酬載各個元件包覆 MLI (Multi Layer Insulation) 之設計。

式金屬氧化物半導體 (Complementary Metal-Oxide-Semiconductor, CMOS) 製程所製造的，與感光耦合元件 (Charge-coupled Device, CCD) 製程所不同的是 CMOS 製程其晶片整合度與功率消耗部分明顯優於 CCD 製程，下圖 11 為 CMOS 影像感測晶片經由陶瓷封裝後的成品，影像感測器封裝後感光區域長度為 12 公分。

CMOS 型聚焦面組合所能提供的影像為 1 個 2 米解析力的全色態 (panchromatic) 影像，輸出像素有 12000 點，與 4 個 4 米解析力的多光譜 (multi-spectral) 影像，輸出像素有 4 個 6000 點，多光譜頻段分別為紅光 (red)、綠光 (green)、藍光 (blue) 與近紅外光 (near infrared)。為得到不同光譜的影像，在影像感測其前端放置一個多光譜濾光片，此多光譜濾光片為儀器科技研究中心所製作，是

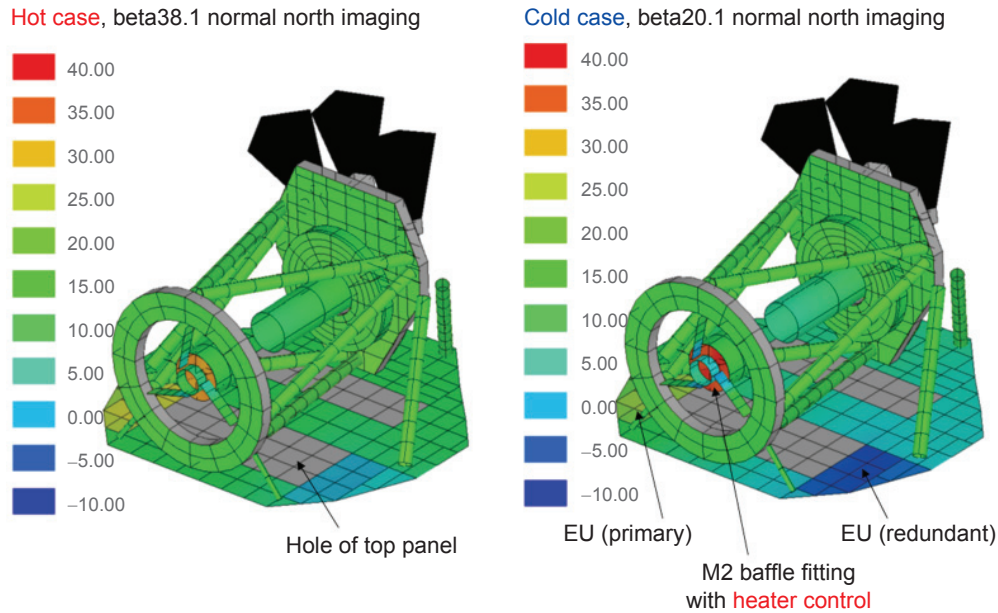


圖 9. 光學遙測酬載元件高低溫分析資料。

採用半導體的黃光製程技術進行帶通濾波薄膜製鍍。CMOS 型聚焦面組合外部結構包含頂板、側板與底板等結構件，主要以鋁合金製造並設計好相關散熱機制，內部的元件有多光譜濾光片、CMOS 影像感測器及軟性電路板與一些太空規格的材料元件，其根據福衛五號衛星座標定義的結構示意圖如圖 12 所示，CMOS 型聚焦面組合飛行體於 class 100 潔淨度的環境下組裝，以確保組裝後 FPA 的潔淨度，組裝完成的 CMOS 型聚焦面組合飛行體如圖 13 所示。

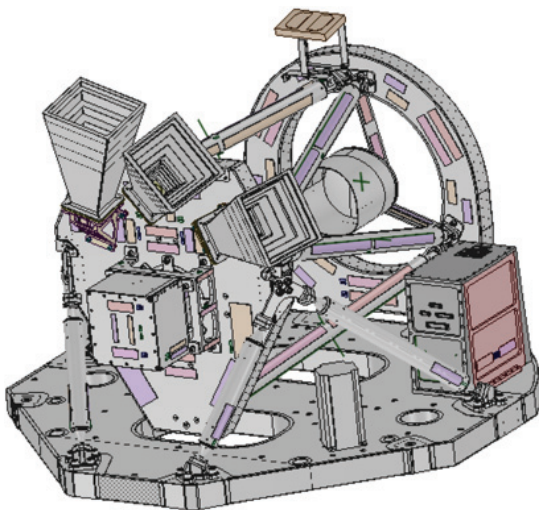


圖 10. 光學遙測酬載控制用電熱片配置。

CMOS 型聚焦面組合飛行體的飛行元件為通過太空環境測試後篩選，其中包含熱真空艙的溫度循環測試、電磁波環境測試、太空環境高能粒子輻射測試、震動測試等模擬太空環境測試。CMOS 型聚焦面組合飛行體於 104 年二月遞交予光學遙測酬載進行後續整合工作。

五、電子單元

光學遙測酬載電子單元 (Remote Sensing Instrument Electronic Unit, RSI EU) 功能是用來控制光學遙測酬載的運作，其功能包括：溫度控制、提供 FPA 電源、照相、影像壓縮和影像資料存取。它能藉由熱控次系統精準地控制光學系統、FPA 和

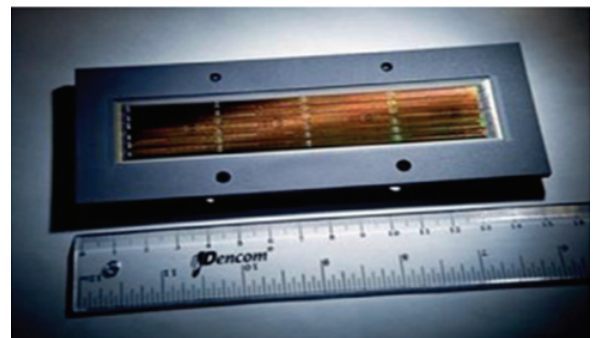


圖 11. 太空級 CMOS 影像感測器。

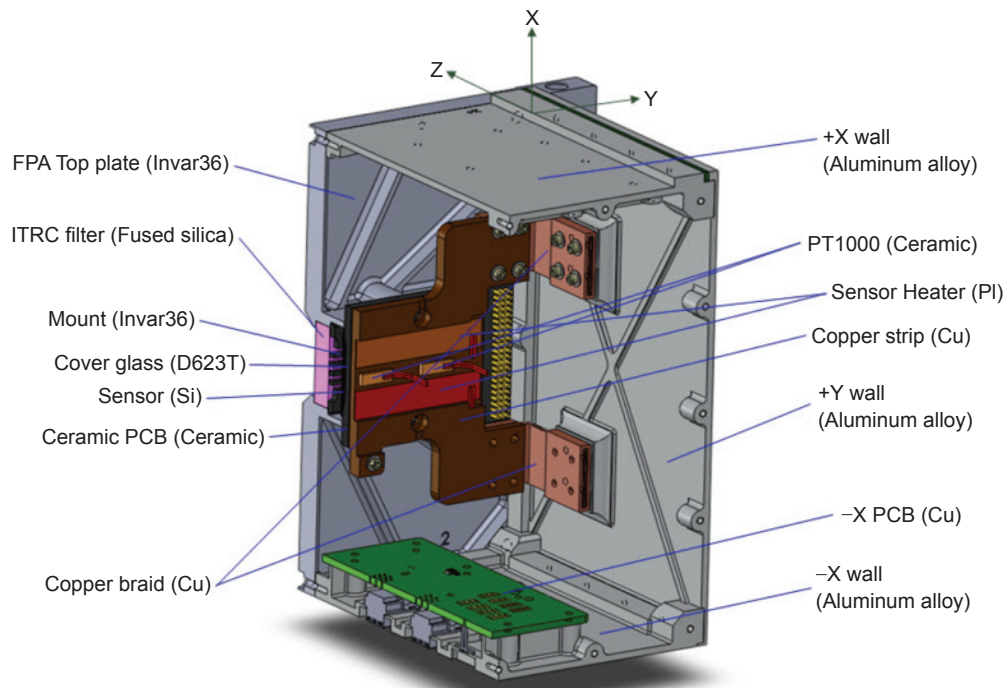


圖 12. 型聚焦面組合結構示意圖。

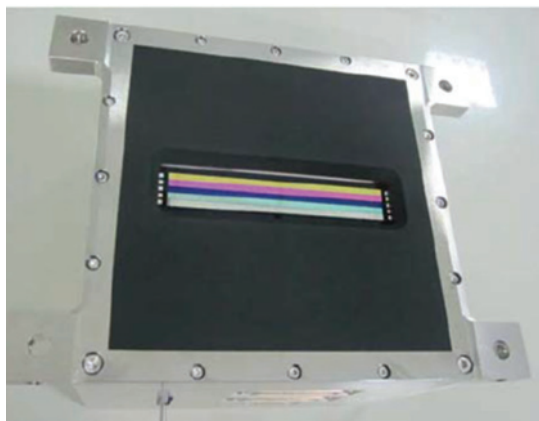
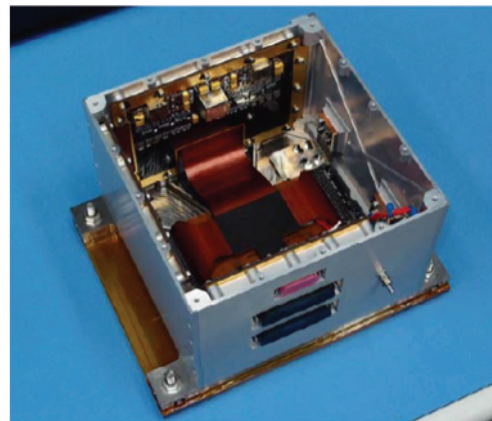


圖 13. CMOS 型聚焦面組合飛行體。



EU 在設定的溫度內，並且對高速影像資料進行即時的資料存取，並且提供大容量的資料儲存空間，可以儲存取像時間 15 分鐘、共 6000 公里長的衛星影像資料。

光學遙測酬載電子單元之主要功能特色如下：

- 7 個插槽，9 塊電路板，功能包括：操作控制、電源供應、溫度控制、影像儲存、固態記憶體管理、影像壓縮等。
- 完全由國人自行研發、設計、製造和測試，能對高速影像資料進行即時的資料壓縮（單色和彩色

影像速度各 480 Mbps，每秒 4 億 8 千萬位元，壓縮比最大是 7.5)，並且提供大容量的資料儲存空間 (128 Gbits, 1280 億位元)。

- 使用可程式邏輯陣列 (Field Programmable Gate Array, FPGA)，採用 CCSDS 122.0-B-1 規範，進行 push-broom 掃描式衛星影像的條狀壓縮 (strip-based compression)。使用可程式邏輯陣列晶片的優點是可以隨影像擷取裝置的需求而客製化設計；使用條狀壓縮可以減少處理影像所需記憶體的空間。

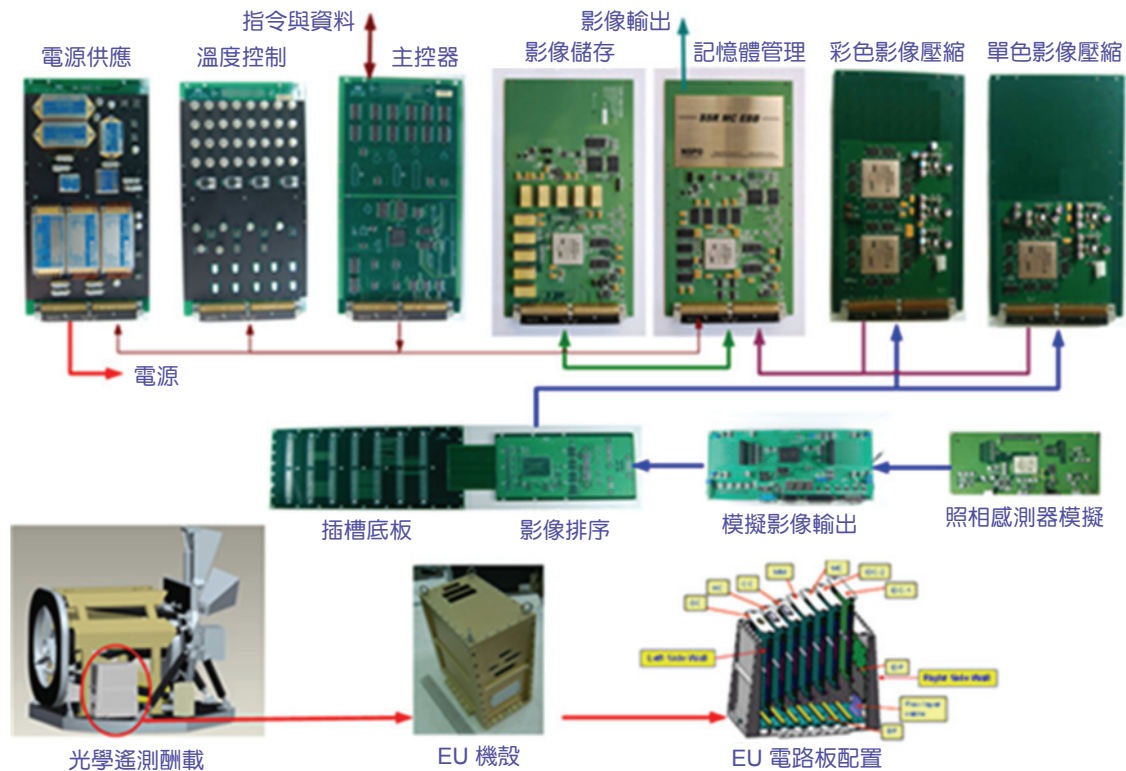


圖 14. 光學遙測酬載電子單元電路板連線圖。

- 可即時儲存高速影像 (達 90 MB/sec)，並能同時高速讀出資料 (達 150 Mbps)。具檔案管理功能及記憶體健康狀態檢查，能隔離不良的記憶體。在記憶體無存取的閒置時間，可進入省電模式以節省衛星寶貴之電能。

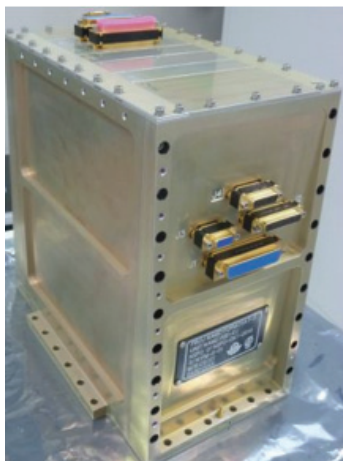


圖 15. 光學遙測酬載電子單元外觀圖。

六、光學遙測酬載整合、組裝及測試

光學遙測酬載 (RSI) 的組裝整合與調校主要工作包含光學與結構的組裝，光學系統的光學校準以及聚焦面組合 (FPA) 的安裝與調校，以及完成一系列之光學性能測試。

主要的整合測試流程如下：(1) 主鏡與主鏡光機介面 (ISM) 之膠合組裝，(2) 次鏡與次鏡光機介面 (M2 Fitting) 之膠合組裝，(3) 光學遙測酬載主結構組裝，(4) 三次元量測輔助主次鏡光學調校，(5) 干涉儀輔助主次鏡光學調校，(6) 干涉儀輔助修正透鏡調校，(7) 熱真空高低溫循環測試，(8) 聚焦面組合 (FPA) 的安裝與調校，(9) 光學性能量測 (optical performance test)。

圖 16 為光學遙測酬載主要組裝與調校流程的示意圖：

關鍵之光學遙測酬載組裝與校準依序說明如下：

1. 主鏡與主鏡光機介面 (ISM) 之膠合組裝

在經過執行六次的預組裝測試 (pathfinder) 之後，於 102 年一月完成主鏡 (primary mirror, M1) 飛行體與主鏡光機介面 (Iso-Static Mount, ISM) 的膠合組裝，並順利安裝於主平板結構 (main plate) 上。經過光學量測後確認此項作業的成果與光學品質完全符合要求。

2. 次鏡與次鏡光機介面 (M2 fitting) 之膠合組裝

次鏡 (secondary mirror, M2) 飛行體於 102 年一月開始執行與次鏡光機介面 (M2 fitting) 的膠合組裝作業。依據作業程序依序對次鏡以及 M2 fitting 進行膠合面鹼洗與酸洗以及 primer 塗佈等前處理作業，隨後藉由治具定位並且進行 3M EC-2216 結構膠塗佈並且接合，整個程序於一月底結構膠完全成化並移除治具後完成。完成之次鏡組合件於 102 年二月初成功安裝於結構上。

3. 光學遙測酬載主結構組裝及三次元輔助主次鏡光學調校

主鏡完成與主平板結構 (main plate) 之組裝後，太空中心整測團隊在漢翔航太 (AIDC) 的協助下開始進行光學遙測酬載主結構的組裝作業。主結構的組裝在組裝型架的基礎上依序進行頂板結構 (top panel)、主平板結構 (main plate)、次鏡支撐結構 (M2 support ring) 與次鏡組合件的組裝作業。定位完成後隨後即於二月初開始執行三次元輔助主次鏡光學調校 (CMM aided M1-M2 optical alignment) 作業；藉由三次元量測儀 (CMM) 直接量測主鏡與次鏡的鏡面並由量測資料解算出主次鏡相對的姿態與距離誤差，然後藉由調整次鏡 (M2) 的姿態與位置來修正誤差量。經過三次的次鏡姿態與位置修正，次鏡相對於主鏡之偏心誤差量已經小於 $15\ \mu\text{m}$ ，主次鏡距離與光學設計值誤差量小於 $10\ \mu\text{m}$ 。於 102 年三月初進入下一階段結構組裝作業。

第二階段的結構組裝作業主要依序進行六支主

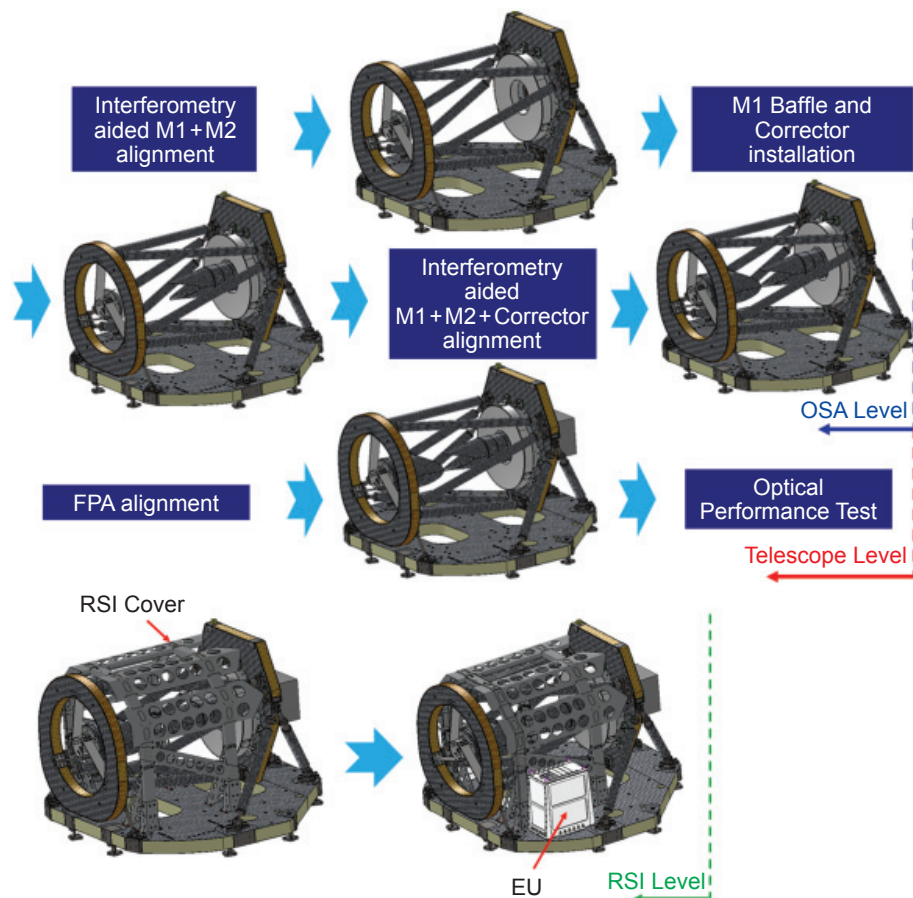


圖 16. 主要組裝與調校流程的示意圖。

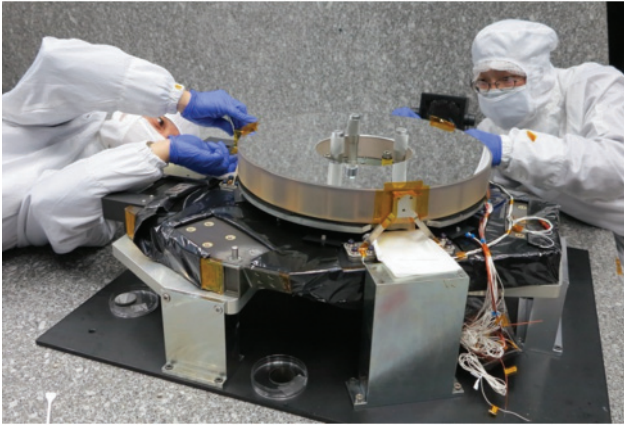


圖 17. 飛行體主鏡與主鏡光機介面 (ISM) 之膠合組裝作業。

衍架 (struts) 與兩對支架 (bi-pod) 等光學遙測酬載結構零組件的組裝作業。組裝過程並以三次元量測儀持續量測與監控主次鏡相對姿態與相對距離及位置的誤差量。主結構的組裝作業於三月底完成並且與組裝型架分離，之後隨即於主平板 (main plate) 與衍架上進行加熱片 (heater) 與 PT1000 溫度感測器等熱控元件的安裝作業，上述作業於 102 年四月初完成。

4. 干涉儀輔助主次鏡光學調校

光學遙測酬載完成主結構安裝後，於四月中旬吊掛離開組裝型架與三次元量測儀平台，安裝於二軸旋轉平台上 (gimbal) 上，開始藉由干涉儀的干涉量測執行干涉儀輔助主次鏡光學調校 (Interferometry aided M1-M2 optical alignment)。此階段的光學量測藉由干涉儀分別量測遙測酬載於正置 +1G 與倒置之 -1G 的兩個姿態，各量測五個不同角度視場的波前誤差量 (Wave Front Error, WFE)。量測結果資料將進行一系列的處理與解算後獲得主次鏡於零重力 (Zero Gravity, 0 G) 狀態的相對誤差量估算，然後根據此誤差量來進行次鏡姿態的修正。此階段共計進行四次次鏡姿態修正，期間包含進行遙測酬載的第一次微振動測試 (1st micro-setting)，目的為讓完成組裝之結構進入較穩定之狀態。最後於 102 年八月中完成主次鏡之光學調校。

5. 干涉儀輔助修正透鏡光學調校

光學遙測酬載完成主次鏡光學調校後，之

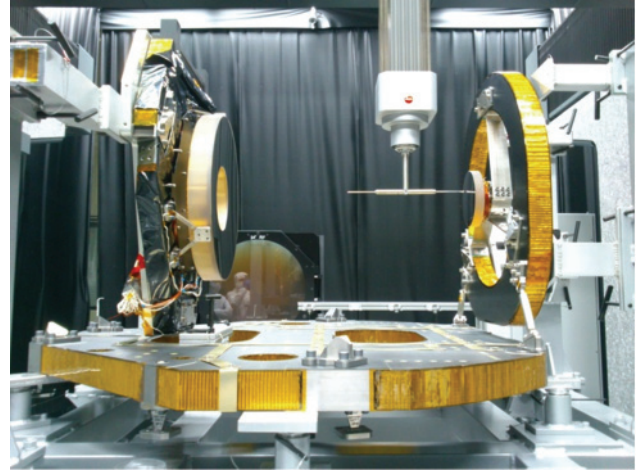


圖 18. 三次元輔助量測與調校主次鏡中之光學遙測酬載。

後即進行修正透鏡組 (corrector lens assembly) 的安裝，並進入干涉儀輔助修正透鏡光學調校 (interferometry aided corrector lens optical alignment) 階段。此階段同樣藉由干涉儀分別量測光學遙測酬載於正置 +1G 與倒置之 -1G 的兩個姿態，分別量測五個場點的波前誤差量。量測結果資料進行一系列的解算獲得修正透鏡於零重力狀態的位置與姿態誤差量估算，藉此誤差量來進行修正透鏡姿態與位置的修正。此階段共計進行四次修正透鏡姿態修正，期間包含進行遙測酬載的第二次微振動測試 (2nd micro-setting) 與主鏡遮光罩 (M1 baffle) 的安裝與調校。第二次微振動測試的目的是為了讓包含修正透鏡之整體光機結構進入更穩定之狀態。最後於 102 年十一月中完成修正透鏡之光學校準。

6. 熱真空高低溫循環測試

完成修正透鏡光學調校之光學遙測酬載隨即於 102 年十二月初開始進行熱真空循環測試 (thermal vacuum cycling test)，其目的是藉由高度真空下的高低溫循環讓光學遙測酬載的結構更加穩定，同時測試熱控元件的操作狀態以及排除碳纖維複合材料內部的水分，測試之最高溫為 45 度，最低溫 -10 度，一共進行共 14 個循環之高低溫循環測試。測試後進行最後之光學調校優化與全視場之光學波前誤差性能量測 (full field WFE measurement)，量測完成後光機系統組合體 (Optical System Assembly, OSA) 之組裝與光學系統校準工作即全部完成。

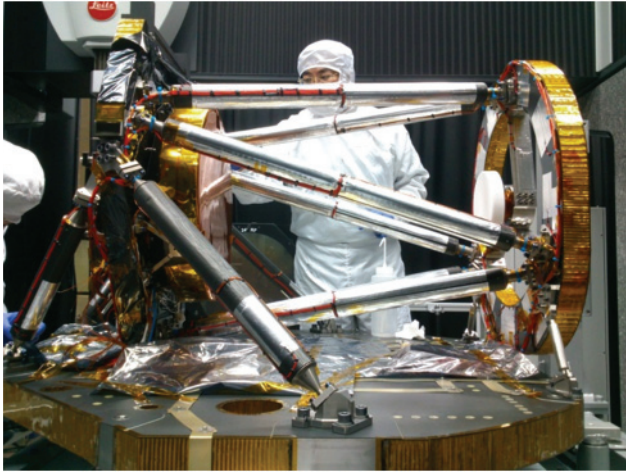


圖 19. 完成主結構組裝與熱控元件安裝之光學遙測酬載。

7. 聚焦面組合 (FPA) 安裝與調校

103 年底聚焦面組合體 (Focal Plane Assembly, FPA) 飛行件遞交後立即開始進行聚焦面組合與光機系統組合的整合與感測器調焦作業。聚焦面組合的調焦作業使用一具焦長為 10537.68 mm，口徑為 600 mm 的準直儀與光學遙測酬載搭配進行作業。準直儀投射測試圖樣 (test pattern) 提供給光學遙測酬載進行成像，再依據聚焦面組合輸出的訊號進行聚焦面組合之姿態調整以及光學調焦。光學調焦的作業目的是將 CMOS 影像感測器之感測面盡可能完美地與影像焦平面貼合，作業過程中會移動聚焦

面組合進行前後移動，紀錄量測之電子訊號計算所得之評價數據做為過焦曲線，再依據多次量測結果的數據決定最佳焦點位置。量測多個視場點即可決定聚焦面組合之最佳姿態，此時所有視場之影像 MTF 值均應達到最佳值。此階段之成果將藉由後續之 CTF 性能量測，由量測大量之數據做為驗證。

8. 光學性能量測 (optical performance test)

完成聚焦面組合 (FPA) 安裝及調焦的光學遙測酬載，隨即進行光學性能量測，包含如下一系列的量測：(1) 光軸方位量測 (LOS measurement)，(2) CTF性能量測，(3) 幾何特性及性能量測 (geometric

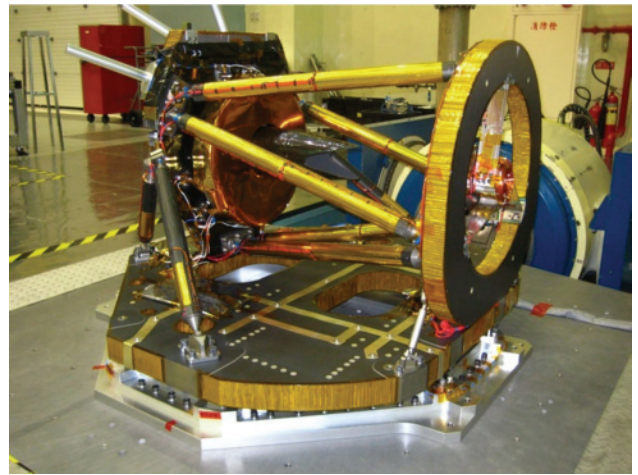


圖 21. 進行第二次 micro-setting 中之光學遙測酬載。

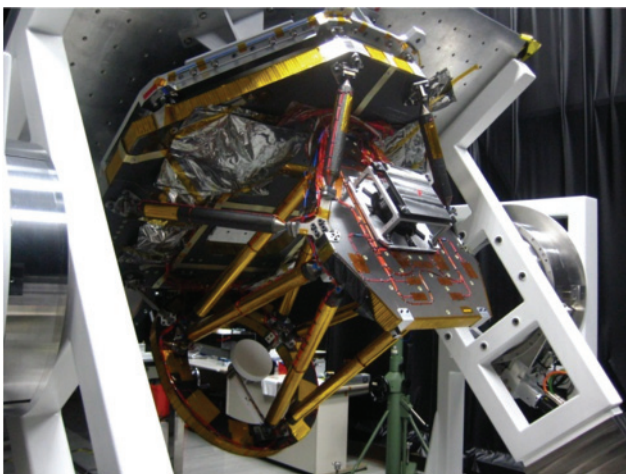


圖 20. 進行干涉儀輔助修正透鏡光學調校中之光學遙測酬載。

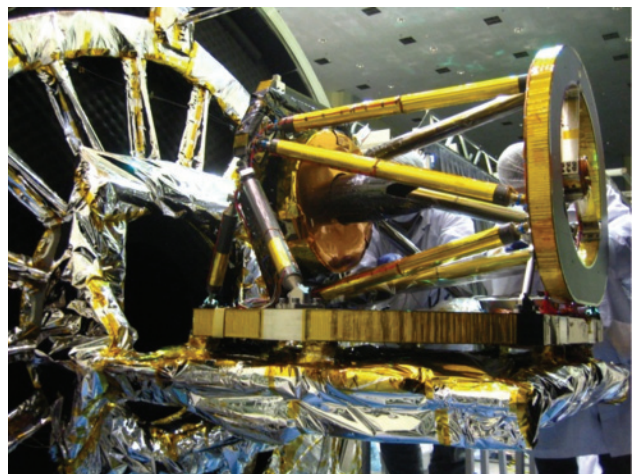


圖 22. 完成修正透鏡光學調校後進行熱真空循環測試前準備之光學遙測酬載。

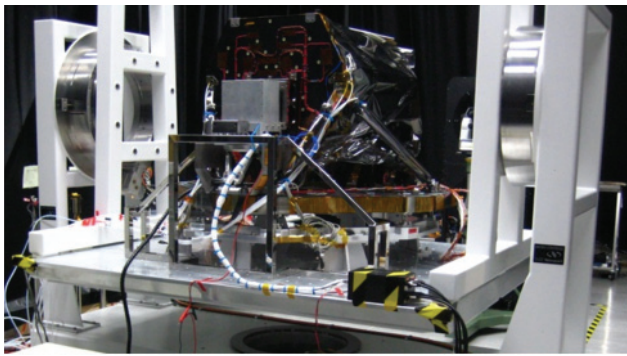


圖 23. 進行聚焦面組合校準之光學遙測酬載。

characteristic & performance measurement)，(4) 光學遙測酬載輻射度量測 (RSI level radiometry measurement)。所有量測資料均與以儲存紀錄並交由衛星影像組進行解算，解算結果之光學畸變 (distortion)、CTF 性能及訊噪比 SNR 性能如下：

光學遙測酬載 (RSI) 的組裝整合與調校工作是高度複雜且精密的一系列作業，其成果直接影響光學遙測酬載的最終影像品質。福衛五號計畫中，光學遙測酬載在整測過程中的光學量測工作遭受量測儀器穩定度以及環境氣流及震動影響相當明顯，這會直接影響光學校準的精密度以及作業校率，因此光學量測設備與光學量測環境的品質的提升是未來重要的工作。

七、結論

光學遙測酬載 (RSI) 的組裝及整合測試工作於 104 年 3 月全部完成，並於 3 月底安裝於衛星本體上，之後福衛五號正式開始進入衛星整合測試階段。106 年 8 月 24 日福衛五號順利發射升空進入預定任務軌道，開始執行光學遙測任務。

福衛五號光學遙測酬載是高度光機電及熱控整合的複雜系統，本計畫有賴於太空中心、儀科中心、晶片中心、漢翔航太及中山科學研究院等單位密切地共同進行設計、製造與整合，才能夠順利完成計畫。福衛五號光學遙測酬載的發展與完成，奠定了台灣自主發展光學遙測酬載的基礎，未來將更有信心繼續發展新一代更高性能的光學遙測酬載，支援更尖端的國家太空任務。

表 1. 光學遙測酬載光學畸變 (optical distortion) 量測計算結果。

Band	PAN	B1	B2	B3	B4
Distortion (%)	0.089	0.001	0.013	0.0008	0.0006

表 2. 光學遙測酬載 CTF 量測計算結果。

Spectral Band	Minimum Static CTF @ Nyquist Frequency	
	Along track measured	Cross track measured
B1	0.35	0.34
B2	0.34	0.37
B3	0.34	0.37
B4	0.31	0.31
PAN	0.172: max: 0.19	0.172

*CIF decay effects: Vibration effect, air turbulence effect, collimator effect, gravity effect

表 3. 光學遙測酬載訊噪比 (SNR) 量測計算結果。

	PAN	B1	B2	B3	B4
SNR (avg.)	99.3	100.6	125.2	99.1	121
Ref. radiance (W/M ² ·sr)	28.58	6.06	7.9	6.65	12.29
Signal (avg.)	1509	1297	1629	1334	1370

參考文獻

1. Cheng-En Ho*, Jeng-Der Huang, Tsung-Yao Chen, Chia-Ray Chen, "Thermal Design of the Remote Sensing System of the Satellite", 2010 AASRC Conference.
2. 福爾摩沙衛星五號計畫結案報告, 107 年.
3. 福爾摩沙衛星五號計畫 CDR、ITR 及 PSR 文件, 2012-2016.



黃柏瑄先生為中興大學機械研究所與中央大學光電科學與工程研究所碩士，現為國家實驗研究院國家太空中心系統工程組正工程師。

Po-Hsuan Huang received his M.S. in mechanical engineering from National Chung Hsing University and another M.S. in optics and photonics engineering from National Central University. He is currently a principal engineer in System Engineering Division of National Space Organization, NALabs.