衛星結構之設計發展與驗證

Satellite Structure Design Development and Verification

郭人爵、周啟維、張展鵬、洪珩瑑
Jen-Chueh Kuo, Chi-Wei Chou, Chan-Peng Chang, Heng-Chuan Hung

本文將介紹福爾摩沙衛星五號 (FORMOSAT-5，以下簡稱福衛五號) 衛星的構型與結構設計，衛星結構的勁度分析、靜力分析、動力分析以及發射載具星箭耦合分析的分析結果。此外，由於光學遙測酬載 (Remote Sensing Instrument) 在軌道上拍攝影像時，需要高穩定結構體的要求，因此福衛五號衛星的結構設計可將由本體結構所產生的熱變形加以隔離，以避免造成光學遙測酬載結構的扭曲變形而影響取像品質。在光學遙測酬載與衛星本體整合後，福衛五號衛星進行了四種動態發射環境測試 (正弦振動測試、音震測試、隨機振動測試和分離衝擊測試)，本文將描述福衛五號衛星的結構設計及動態發射環境測試的測試過程與結果，而衛星的功能測試驗證了衛星在歷經動態發射環境測試後的健康狀況，這些均增添了福衛五號衛星的發射和在軌任務的信心

FORMOSAT-5 (FS5) is the first indigenous satellite program developed at National Space Organization (NSPO). The FS5 satellite configuration, structure design, structure stiffness, static and dynamic analysis are described in this paper. Furthermore, the special structure design and verification on jitter phenomenon resulting from reaction wheel disturbance during the Remote Sensing Instrument (RSI) taking images on orbit are also introduced. Besides, this paper narrates the FS5 launch dynamic environment tests (sine vibration test, acoustic vibration test, random vibration test and separation shock test) and their results. From satellite function check conducted after satellite dynamic tests, all the satellite components are well functioned and can be completely proven to have the capability for future mission.

一、簡介

福衛五號衛星計畫，是台灣第一枚由國人自主發展的自製衛星計畫，福衛五號的主要使命是延續服務由福衛二號 (FORMOSAT-2，以下簡稱福衛二號) 所參與的全球衛星影像使用族群，此外，建立台灣自主的太空遙測設備以及發展衛星本體相關技術也是福衛五號計畫的主要任務。福衛五號衛星運行於 720 公里太陽同步圓形軌道，傾角為 98.28°，衛星的主要光學遙測酬載 (Remote Sensing Instrument, RSI) 則提供 2 米解析度的全色 (panchromatic) 和 4 米解析度的多波譜 (multi-spectral) 彩色影像。福衛五號衛星於 2014 年完成衛星的整合工作，2015 年進行發射及太空環境

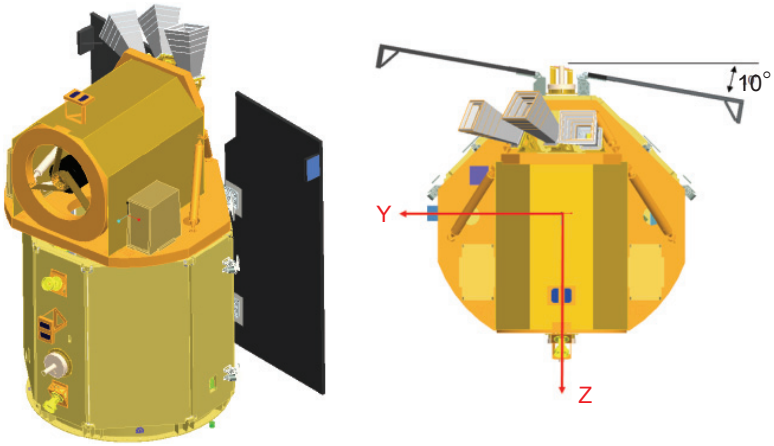

圖 1. 福衛五號衛星構型 (左：正交視圖，右：上視圖) 及衛星座標。

驗證，並於 2016 年 8 月於美國范登堡發射基地 (Vandenberg launch base)，由 SpaceX 公司所屬的獵鷹九號 (Falcon-9) 運載火箭成功發射至規劃的任務軌道上運行。

福衛五號衛星 (衛星構型如圖 1 所示) 的構型[1] 為八面柱體的設計，目的是達到容納衛星組件的要求。衛星的結構體被設計成能有效保護衛星的酬載及電子元件，而不會由於發射環境及太空環境所引起的嚴酷條件而失效，且可滿足特殊元件的幾何要求 (例如位置、視軸、指向等)。福衛五號衛星由兩個模組所組成：光學遙測酬載和衛星本體，光學遙測酬載模組主要包括兩個儀器：光學遙測酬載以及先進電離層探測儀 (Advanced Ionospheric Probe, AIP)，兩個儀器均被裝設在頂板上。光學遙測酬載結構的設計和分析是由國家太空中心完成，而其結構的製造和組裝則是在漢翔航空工業發展有限公司 (AIDC) 的協助下完成。而衛星本體結構和承載光學遙測酬載的頂板結構是由德國的 SpaceTech GmbH (STI) 公司協助製造。福衛五號衛星構型中，推進燃料槽安裝於衛星底板，而兩片太陽能電池板則被安裝於 +Y-Z 以及 -Y-Z 兩片側板上，展開後會產生 10 度偏移量以產生足夠的電力。

福衛五號衛星，包括運載火箭 (LV) 分離環在內的總質量約為 460 公斤。衛星的高度約為 2325 mm，周圍的靜態封包直徑約為 1600 mm，衛星的主要尺寸如圖 2 所示。

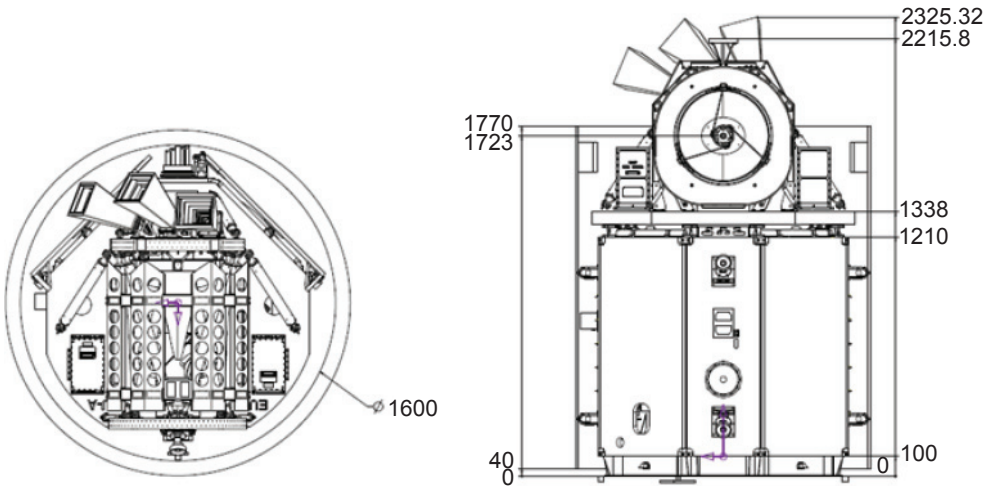

圖 2. 福衛五號衛星的主要尺寸。

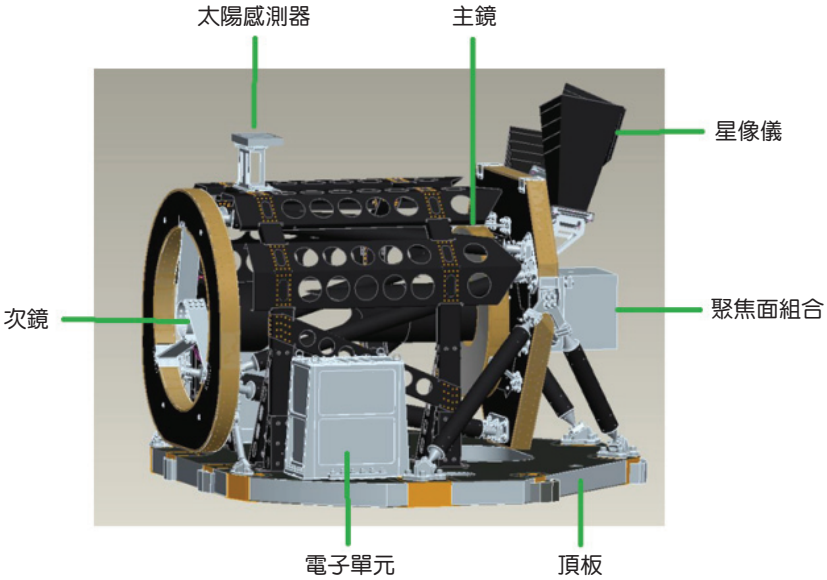

圖 3. 光學遙測酬載構型及重要儀器。

在下列數節中，將詳細介紹衛星本體結構與光學遙測酬載結構的設計分析過程，以及衛星發射環境的動態測試驗證結果。

二、福衛五號衛星結構設計與分析

1. 光學遙測酬載結構設計介紹

如圖 3，福衛五號衛星光學遙測酬載包括主鏡 (M1)、次鏡 (M2)、聚焦面組合 (FPA)、電子單元 (EU) 等儀器，這些儀器均被安裝在光學遙測酬載結構上，並由頂板支承，以提供足夠的勁性且將外力導入衛星的主結構體中。此外，在光學遙測酬載上還安裝了三顆星像儀和一個太陽感測器，以便在任務操作期間獲取衛星姿態和光學遙測酬載視域之間的關聯性參數。

為了不降低由於任務軌道結構熱變形所引起的影像品質，光學遙測酬載的主要結構件由碳纖複合材料製成，因為碳纖複合材料可以設計成具有高勁度但卻擁有低熱膨脹係數的結構體。所有光學遙測酬載結構件的材料列於表 1[(2)]。

在光學遙測酬載的相關儀器配置設計確認後，必須進行結構應力、結構勁度、結構動態響應、材料熱變形以及結構濕度變形等結構分析，以驗證結構設計的安全性、完整性和穩定性。並於光學遙測酬載結構製造和組裝後，進行準靜態負載測試和最小工藝隨機振動測試，以驗證光學遙測酬載結構的強度，並檢測材料或製造工藝的缺陷。

表 1. 光學遙測酬載結構件選用之材料。

光學遙測酬載結構單元	使用材料
次鏡管架	UD_M55J/954-3_16ply
主鏡支撐架	UD_M55J-954-3_32ply
主板板面	UD_M55J-954-3_16ply
主板板芯	1/8-5056-0.002P
次鏡支撐環環面	UD_M55J-954-3_16ply
次鏡支撐環環芯	1/8-5056-0.002P
次鏡支架	Ti-6Al4V
聚焦面組合架	Ti-6Al4V
主鏡靜定支撐	INVAR36
修正透鏡筒	Ti-6Al4V
頂板板面	UD_M55J-954-3_16ply
頂板板芯	3/16-5056-0.002P

2. 衛星本體結構設計介紹

福衛五號衛星本體結構體被設計成八面柱體的結構構型，尺寸[(3)] 約為 1158 mm × 1158 mm × 1271 mm。圖 4 為各結構件所組成的衛星本體結構體的爆炸分解圖。

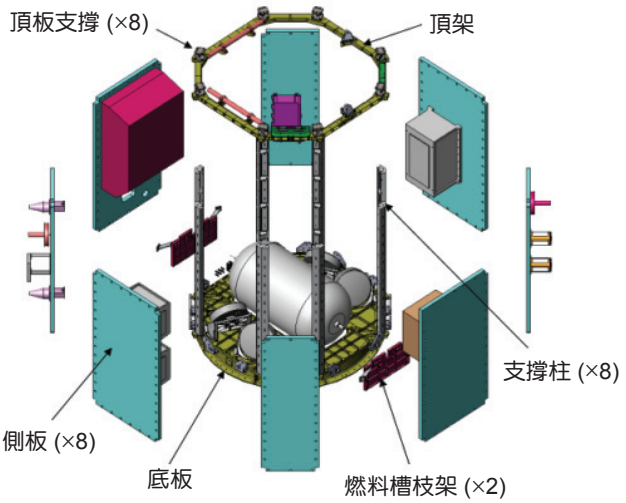

圖 4. 福衛五號衛星本體結構體設計構型。

衛星本體結構體的結構件中，衛星頂板支撐被設計成本體結構體與光學遙測酬載之間的機械介面，可吸收本體結構體的熱變形。頂架則提供了衛星的抗扭轉勁度，並被設計用來進行垂直吊掛衛星時的吊掛主要結構。側板連接到頂部框架，支撐柱和底板，大多數衛星元件均被安裝在側板。兩個太陽能電池板安裝在側板和頂架的十個安裝點上。此外，頂架和底板之間設計八個支撐柱，主要的目的是將光學遙測酬載和側板的負載傳遞到底板。底板結構是被設計為支撐燃料槽和四個反作用輪。而底板下方的火箭界面分離環則是衛星和運載火箭之間的機械介面。表 2 列出了本體結構體各結構件所選材料。

表 2. 本體結構體各結構件選用之材料。

本體結構體結構件	使用材料
頂板支撐	Ti-6Al4V
頂架	Milled AL7075-T7351
支撐柱	Milled AL7075-T7351
側板	AL-2024-T81 face 1/8-5056-.001P core
燃料槽支架	Milled AL7075-T7351
底板	Milled AL7075-T7351

3. 福衛五號衛星結構設計驗證

為了確保福衛五號衛星的結構設計符合衛星系統需求，因此衛星結構從初步設計階段即開始進行分析驗證。福衛五號衛星結構分析驗證流程如圖 5

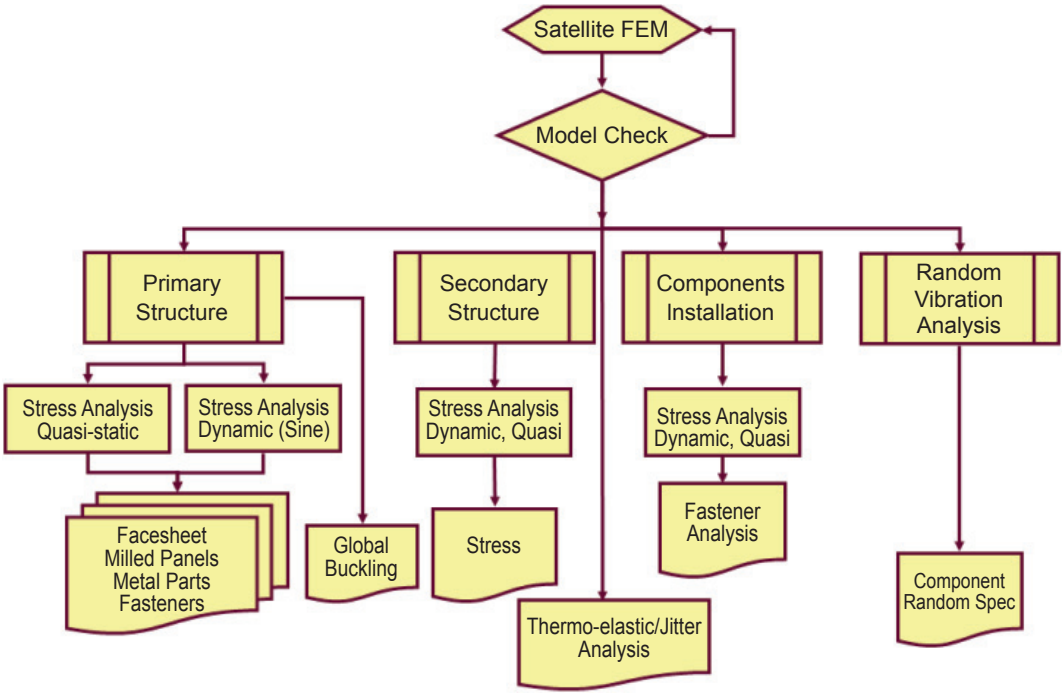

圖 5. 衛星結構分析驗證流程。

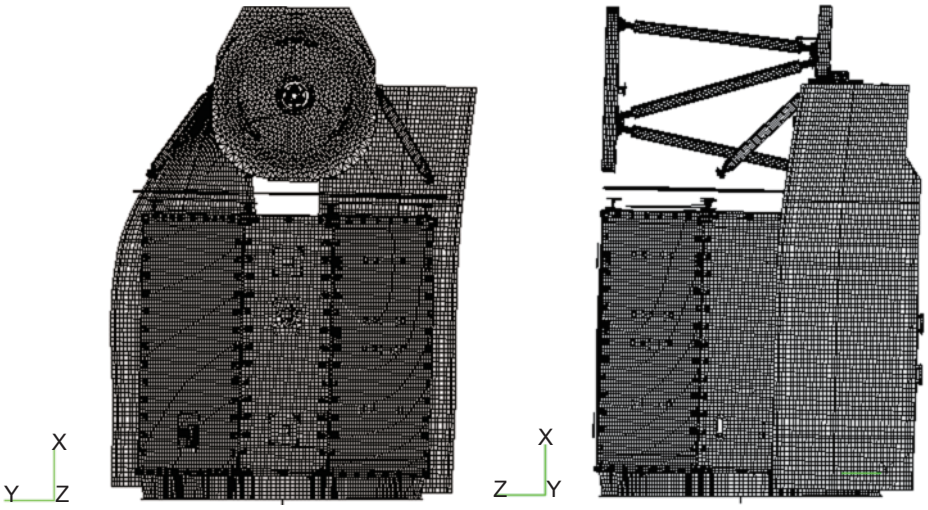

圖 6. 福衛五號衛星結構第一模態 (左圖) 和第二模態 (右圖) 的有限元素模型。

所示。在此驗證過程中，模態分析是為了驗證衛星結構的勁度要求，應力分析是針對結構元件進行尺寸的篩選，鎖固扣件分析是檢查主要結構元件的接合強度與元件安裝的螺栓強度。另外，光學遙測酬載的影像抖動驗證也通過測量反應輪的干擾訊號後而進行分析。

根據福衛五號衛星結構有限元素模型於鎖固的邊界條件下所進行模態分析的結果[3]，第一模態和第二模態分別為 32.8 Hz 和 33.4 Hz，均大於運載火箭對衛星勁度要求的 25 Hz。兩種模態振型是屬於兩個正交方向的彎曲模態，分別如圖 6 所示。

在衛星結構應力分析中，運載火箭的發射環境外力分別施加於福衛五號衛星上，對衛星結構具有影響的外力主要為準靜態外力及正弦掃頻外力。根據系統規格，在軸向的準靜態外力為 10 g (重力加速度)，側向為 3.0 g，因此準靜態外力的組合共有 16 種負荷狀況。對於正弦掃頻外力，所施加的外力曲線在軸向和側向則分別如圖 7 中的曲線所示。進行分析時，準靜態外力和正弦掃頻外力均另外施加 1.25 的設計鑒定 (design qualification) 係數作為設計施加外力的分析依據。此外，在計算衛星結構的安全裕度 (margin of safety) 時，金屬材料之構件分別再施加 1.25 的降伏 (yielding) 安全係數，1.5 的極限 (ultimate) 安全係數和 1.5 的挫屈 (buckling) 安全係數來進行運算。而由於衛星設計質量和衛星分析模型質量的差異，因此需要運用質量因子來校正兩者之間的差異，質量因子定義為設計質量除以分析模型質量。

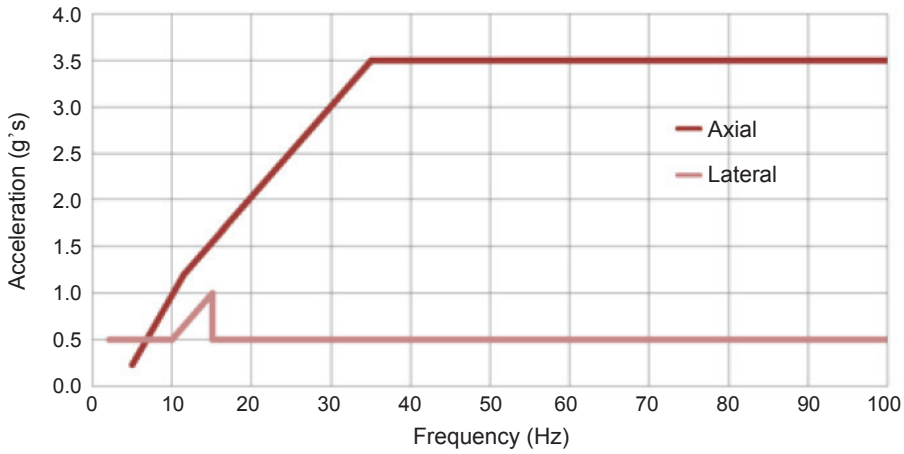

圖 7. 福衛五號衛星的正弦掃頻外力。

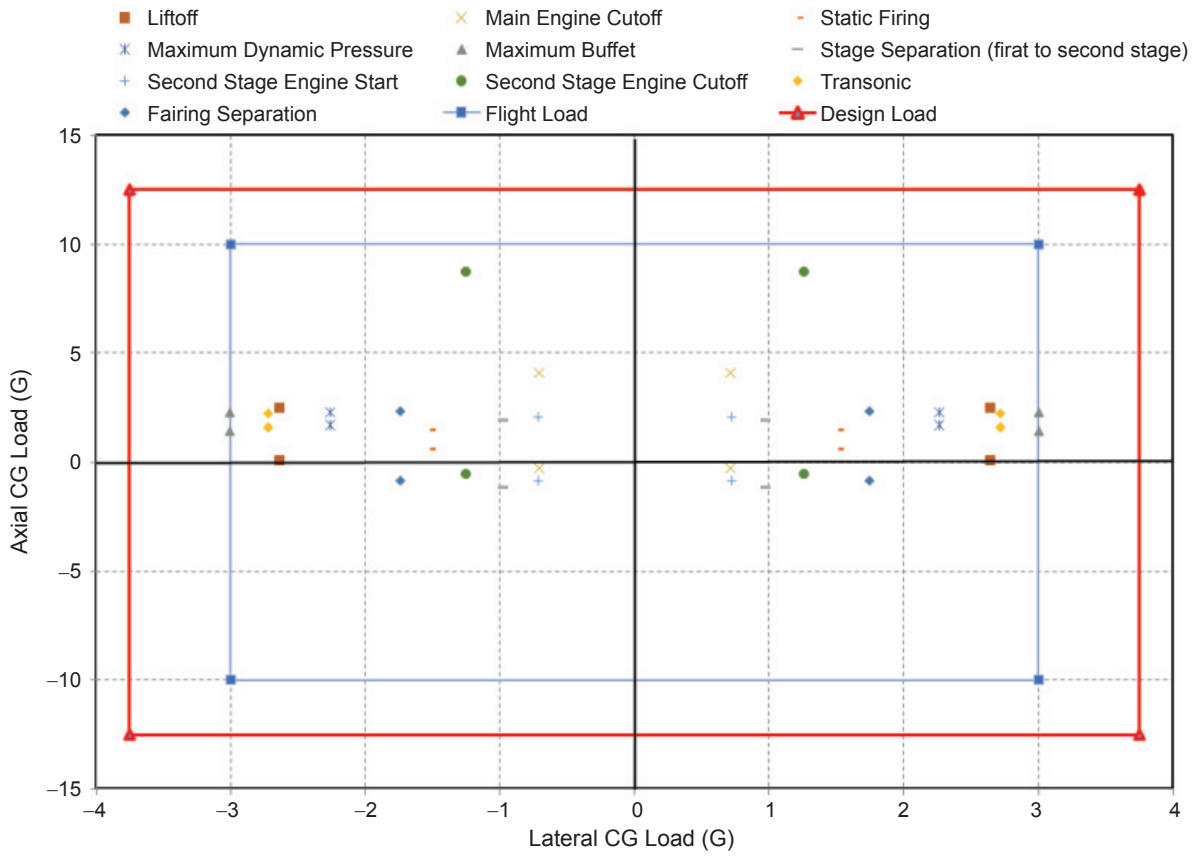

圖 8. 福衛五號衛星星箭耦合分析之靜態設計外力。

從福衛五號衛星結構分析的結果中顯示，可以發現蜂巢結構材料的所有安全裕度，包括金屬材料的降伏，極限與挫屈模式，蜂巢的內挫屈模式，面板皺紋模式，剪切捲曲模式和蜂巢芯部剪切模式的安全裕度均為正值。此外，發射環境外力對於複合材料的破壞指數也顯示為可接受。在扣件的強度分析評估中，所有扣件的降伏、極限、挫屈、滑動和間隙等安全裕度也均為正值，因此福衛五號衛星的結構設計是符合衛星的規格。

4. 運載火箭的星箭耦合分析驗證

通常而言，運載火箭和衛星之間需要進行兩次星箭耦合分析 (Coupled Loads Analysis , CLA)。第一次是在衛星構型完成後的初步星箭耦合分析，初步星箭耦合分析的主要目的是確認衛星結構設計的可行性。第二次是最終的星箭耦合分析，通常在衛星有限元素分析模型與測試數據完成相關驗證後進行。最終星箭耦合分析的目的是在驗證衛星所有可能經歷的運載火箭發射環境外力。對於福衛五號衛星而言，太空中心提供給發射公司 (SpaceX) 的最終星箭耦合分析資料包括衛星質量矩陣、衛星勁度矩陣、衛星加速度轉換矩陣、衛星位移轉換矩陣和衛星外力轉換矩陣在內的衛星縮減模型[5]。在福衛五號衛星的縮減模型中，有 40 個內部模態自由度 (DOF) 和 6 個介面物理自由度。內部模態自由度代表固定邊界的模態，最高至 120 Hz。對於加速度轉換矩陣，總共有 117 個回復節點，並具有 354 個自由度。對於位移轉換矩陣，總共有 29 個回復節點，具有 90 個自由度。外力轉換矩陣有 164 個回復元素，具有 164 個自由度[6]。

SpaceX 公司收到太空中心所提供的福衛五號衛星縮減模型後，運用 Falcon-9 發射載具進行運載火箭的星箭耦合分析。在這項分析中，星箭耦合分析建模的不確定性因子 (Model Uncertain Factor, MUF) 被假設為 1.25 而進行運算。對衛星的靜態設計外力，星箭耦合的分析結果顯示衛星的設計外力滿足發射載具所產生的所有負載狀況，如圖 8。

有關衛星元件的設計外力確認，從星箭耦合分

表 3. 福衛五號衛星主要元件的設計載荷和星箭耦合分析結果之間的比較。

衛星元件	設計負載 (g)	星箭耦合分析結果 (g)
	安裝正交面／安裝面	
衛星電腦	30.3 / 30.3	8.65 / 1.72
衛星電池	41.2 / 30.9	8.81 / 2.00
電力控制與分配單元	27.6 / 27.6	8.74 (g) / 1.63
反應輪	47.3 / 35.4	8.93 / 1.86
太陽能電池板	38.6 / 29.0	24.9 / 8.88
主鏡	25 in FS5 axial dir/ 15 in FS5 lateral dir	8.78 in FS5 axial dir/ 3.34 in FS5 lateral dir
次鏡	25 in FS5 axial dir/ 15 in FS5 lateral dir	8.87 in FS5 axial dir/ 3.42 in FS5 lateral dir

析結果中的回復節點加速度資料顯示，所有福衛五號衛星主要元件的設計負載都在設計負載範圍內，如表 3 所示[7]。

星箭耦合分析的另一個重要目的是驗證福衛五號衛星的動態外力，包括正弦掃頻外力，隨機外力，音震外力和分離衝擊外力。從發射公司的星箭耦合分析報告中顯示，所有的發射動態環境外力均合乎福衛五號衛星發射介面控制文件的規定。

三、發射環境動態測試

福衛五號衛星環境動態測試自2015年第三季依序展開測試，分別為 (1) 分離爆震測試 (2) 音震響應測試以及 (3) 振動測試。動態測試進行時，衛星本體總共有 128 個軸向的響應加速度安裝於關鍵元件，用以驗證這些元件的響應規格是否被滿足。此外，在進行分離爆震測試時，額外安裝了 四顆三軸向加速度規於分離裝置附近，用以量測分離裝置所產生的衝擊響應，以確認分離衝擊響應是否符合規範。詳細的測試內容將於以下數節中敘述。

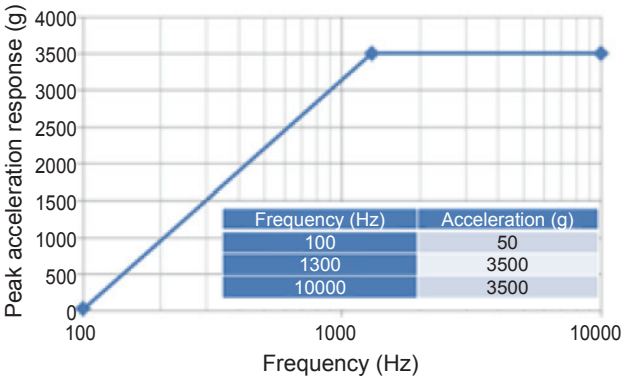

圖 9. 福衛五號衛星分離衝擊響應驗證規範。

1. 分離衝擊測試

分離衝擊測試分別於 2015 年八月十五日及八月十七日執行兩次。本次測試的目的在於確認火箭分離裝置可以正確啟動並能與衛星分離，以及分離裝置所產生的衝擊響應符合驗證規範，如圖 9。

福衛五號衛星分離衝擊測試構型為發射時之構型，如圖 10。當火箭分離裝置被觸發後，位於分離裝置下方的下環將會落下，而上環與衛星同在，並被四顆三軸向加速度規紀錄下由於分離裝置觸發

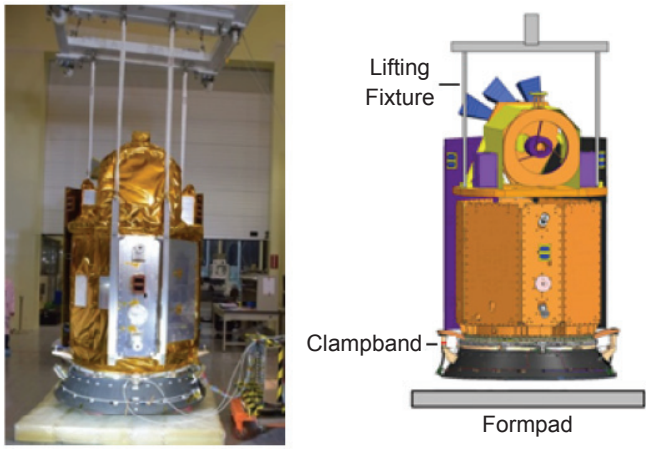

圖 10. 福衛五號衛星分離衝擊測試構型。

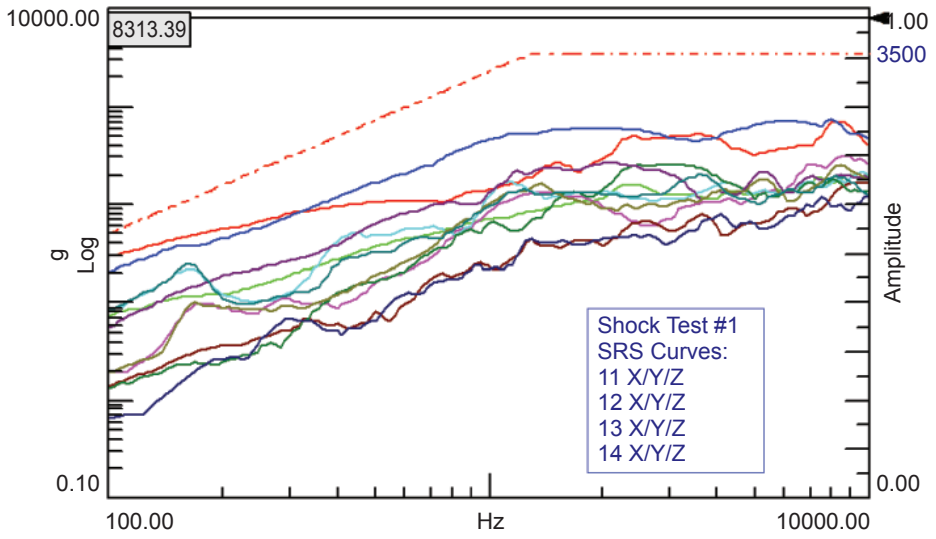

圖 11. 福衛五號衛星分離衝擊測試衝擊響應頻譜[8]。

所產生的加速度且被轉換成衝擊響應頻譜，如圖 11。從圖 11 的結果顯示，分離裝置所產生的衝擊響應 (Shock Response Spectrum, SRS) 符合驗證規範，且各元件的衝擊響應值亦符合規格，因此福衛五號衛星分離衝擊測試成功完成。

2.音震響應測試

在火箭發射過程中，福衛五號衛星會承受運載火箭引起的音響振動外力，而音震環境試驗即用以驗證福衛五號衛星具有承受火箭音響振動外力的能力。音震環境試驗的測試規範如圖 12，總共需執

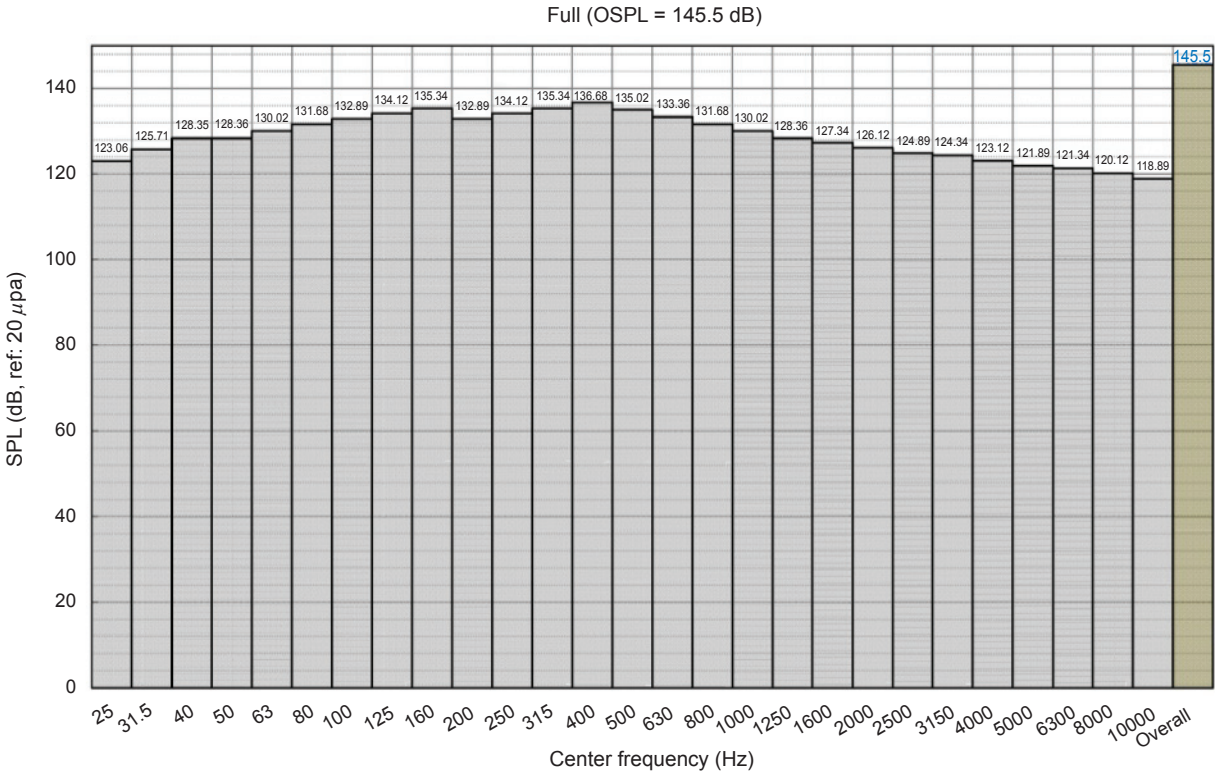

圖 12. 福衛五號衛星音震測試規範。

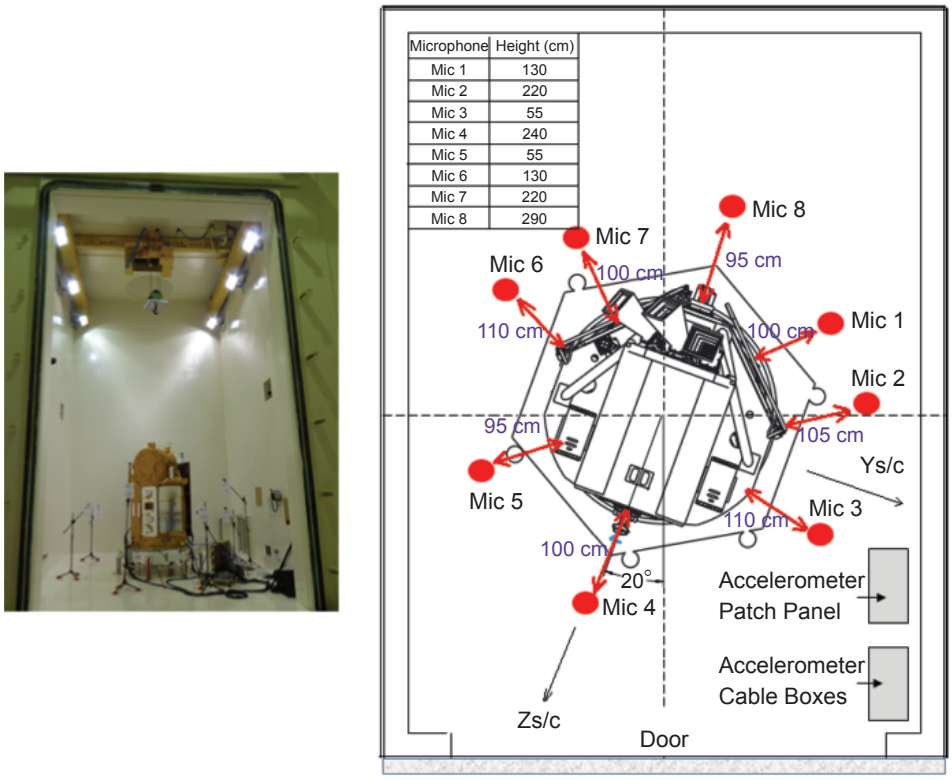

圖 13. 福衛五號衛星音震測試構型。

行 60 秒，測試時，將以麥克風監測音震環境以確認是否符合測試規範。

福衛五號衛星音震環境試驗於 2015 年八月二十一日執行。福衛五號衛星固定在整測平台且立於全回響音震艙的中間位置。測試時，總共有八支麥克風環繞在福衛五號衛星周邊監測音震環境。衛星本體有 128 個軸向的響應加速度規安裝於關鍵元件，用以驗證這些元件在承受音響振動外力測試時，衛星的元件響應是否超過該元件之規格，福衛五號衛星音震測試的測試構型如圖 13 所示。

福衛五號衛星音震測試音壓頻譜結果如圖 14 所示，從圖中可以得知，本測試的各區頻段與全頻段的音壓值均符合測試規範。此外，在檢視衛星內部加速度規紀錄的加速度響應值後，雖然有 43 個頻道超過元件規範值，但經由比較測試前後的響應頻譜及目視檢驗後，並無異常現象，且由元件功能測試的結果顯示相關元件的功能皆屬正常，因此福衛五號衛星音震測試成功完成[9]。

3.振動測試

福衛五號衛星的所有機械設計必須符合相關規格並通過振動測試，因此福衛五號衛星於 2015 年八月二十六日至九月一日，總共執行 X 軸向，X 軸向，X 軸向與 PYPZ 軸向之振動測試。而測試時為了保護衛星元件，依照標準作業程序，會依火箭載具公司所提供的最大發射振動預估環境 (較實際發射時更嚴苛)，在某些頻段及某些元件的自然振動頻率，剪裁 (notching) 調整振動強度，以避免進行振動測試時，發生共振效應造成元件損壞。然而調整過的振動強度，依然高於火箭實際發射時的振動強度，如此方可確保衛星在升空後能確實執行任務。各軸向的正弦振動測試規格及測試剪裁頻譜如圖 15 至圖 18 所示。

此外，福衛五號衛星亦完成各軸向之隨機振動測試，並依測試響應資料計算各響應點的轉換函數後，線性推導至火箭最大預期輪廓頻譜之隨機振動測試剪裁輪廓頻譜交給火箭公司，並請 SpaceX 火箭公司就火箭的動態發射環境進行評估。火箭公司

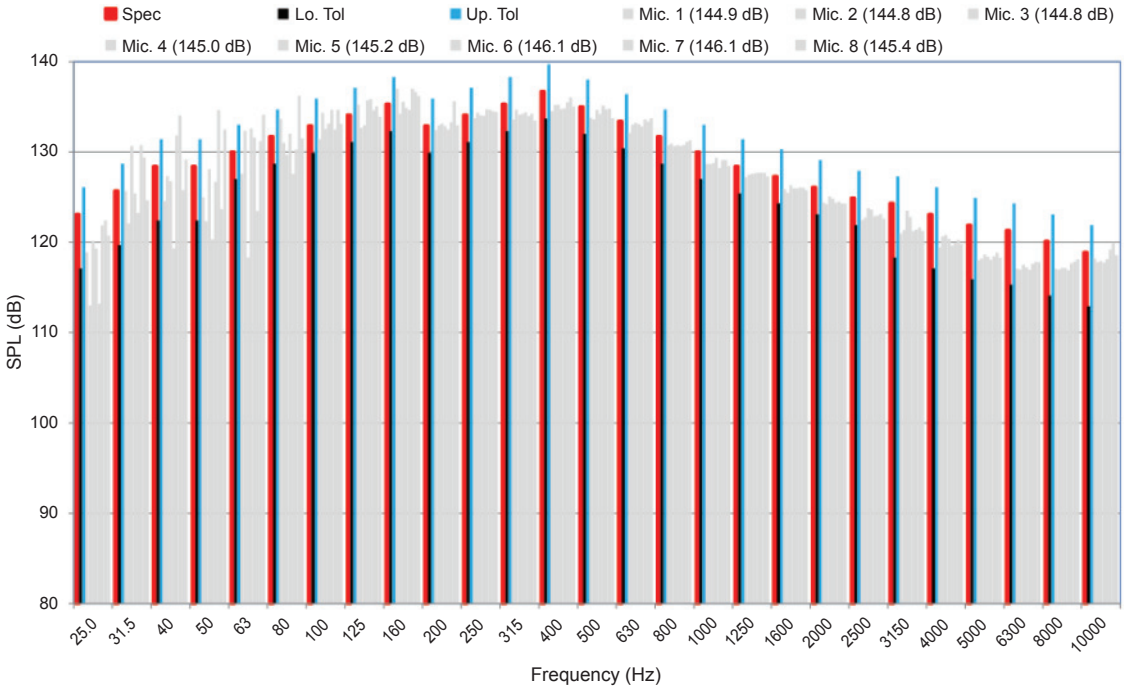

圖 14. 福衛五號衛星音震測試音壓量測麥克風頻譜。

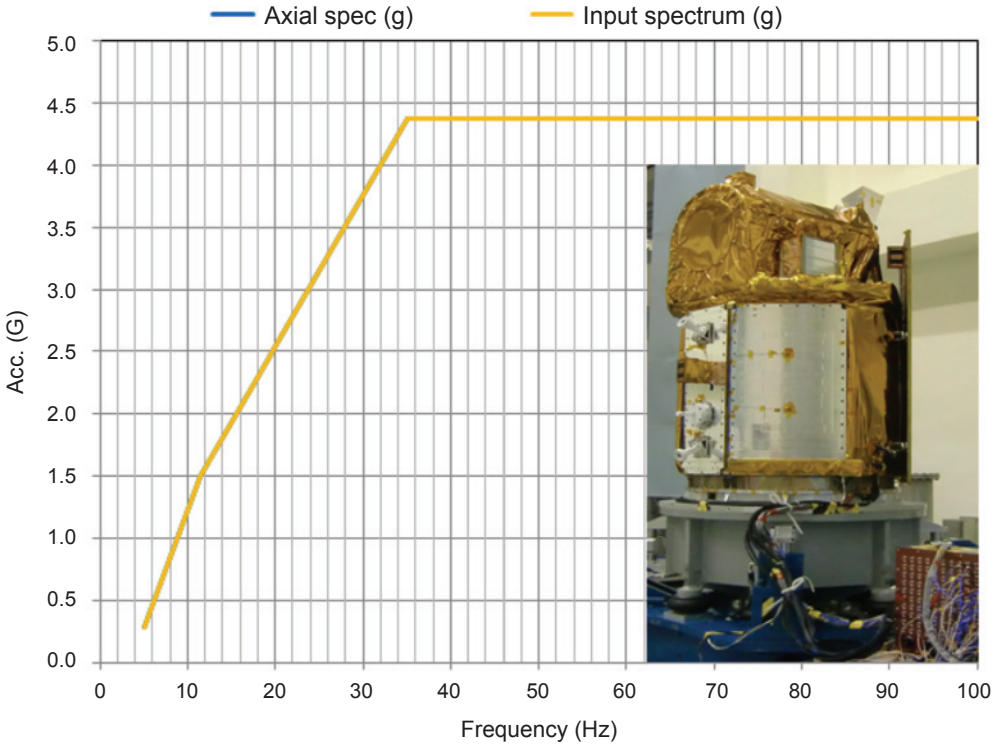

圖 15. X 軸向振動測試構型及正弦掃頻測試規格及測試剪裁頻譜。

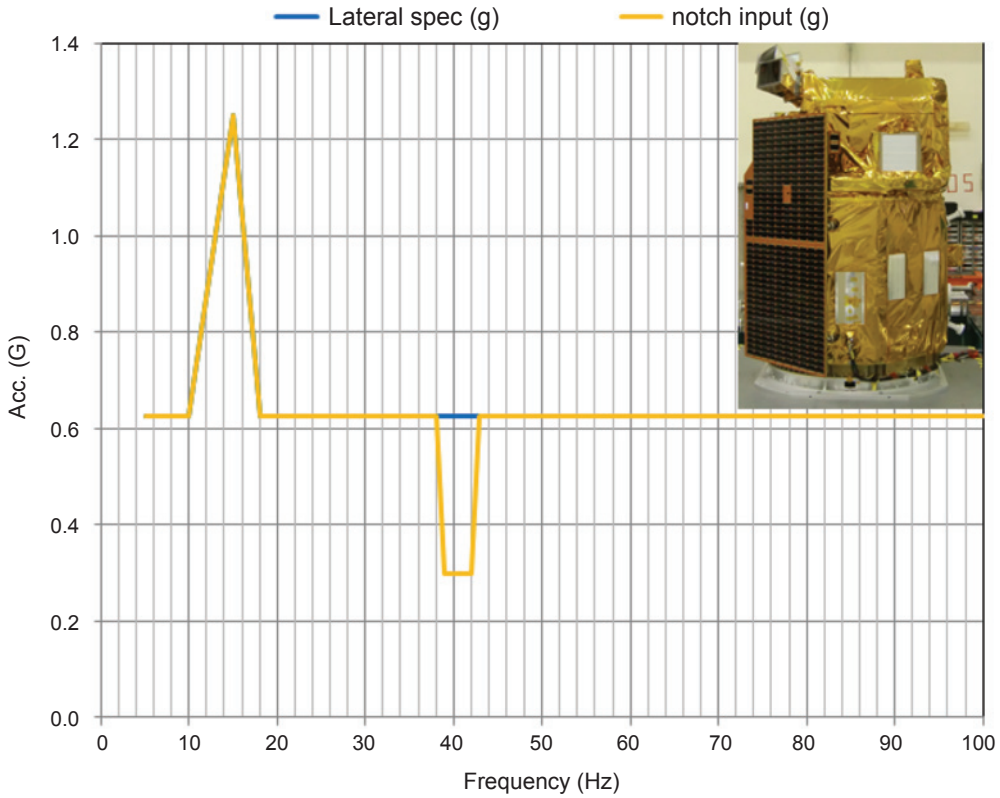

圖 16. Y 軸向振動測試構型及正弦掃頻測試規格及測試剪裁頻譜。

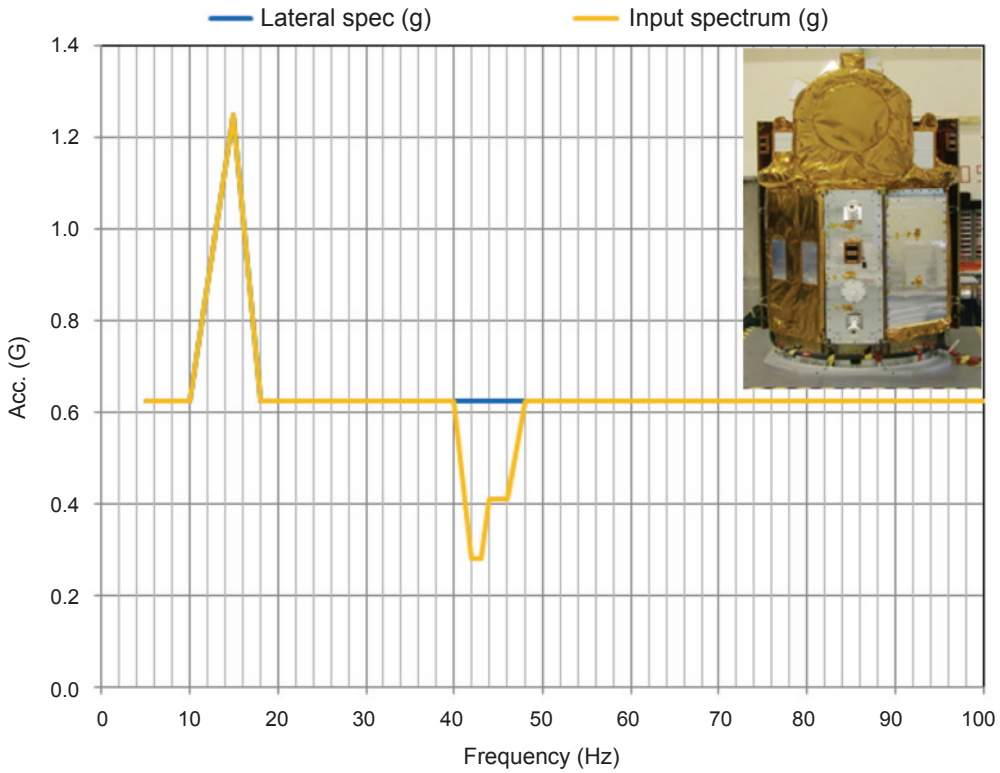

圖 17. Z 軸向振動測試構型及正弦掃頻測試規格及測試剪裁頻譜。

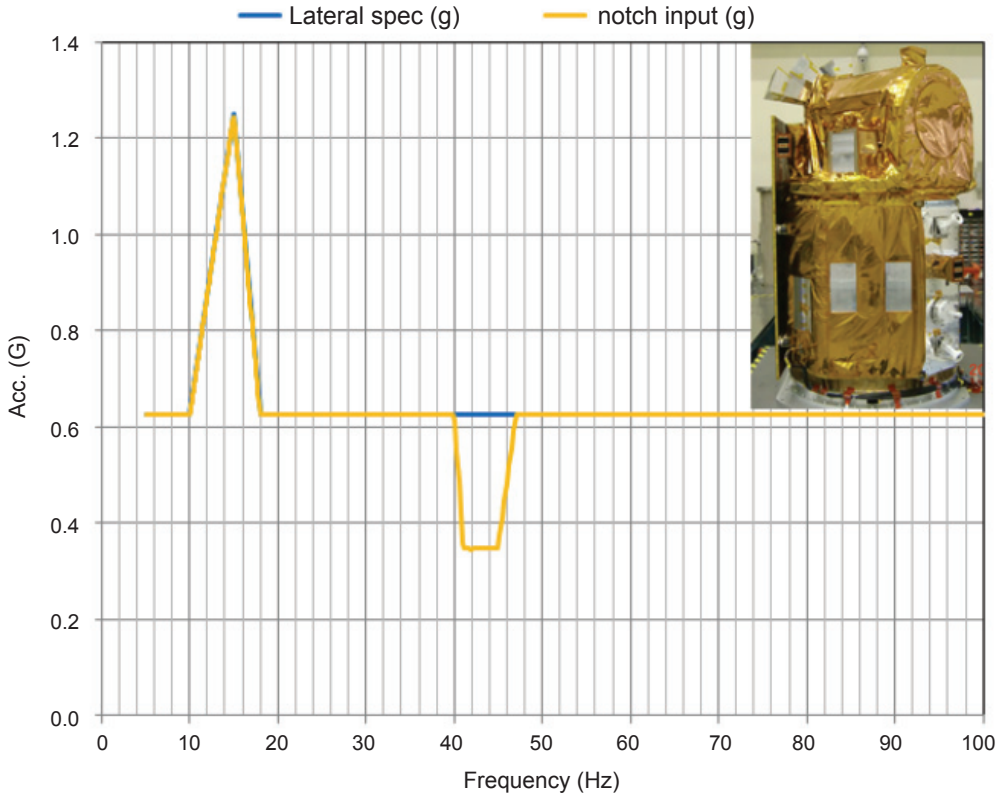

圖 18. PYPZ 軸向振動測試構型及正弦掃頻測試規格及測試剪裁頻譜。

在驗證火箭發射外力後，確認福衛五號衛星的隨機振動環境剪裁輪廓頻譜符合火箭發射時的隨機振動環境[10]。

測試完成後，針對衛星進行目視檢驗，並進行衛星全功能測試以及檢視衛星加速度規的響應值後，衛星均無異常狀況，另外對重要元件進行衛星校準測量和太陽能電池板展開測試。從這些驗證結果可以看出，衛星處於健康狀態，因此福衛五號衛星振動測試成功完成。

四、結論

福衛五號衛星在相關同仁的努力下，雖然在執行計畫的過程中經歷許多困難並遭遇不少挫折，但皆能一一克服而順利完成所有的整測工作並發射至任務軌道執行任務。而在軌的衛星功能檢查顯示所有元件的功能都處於良好而正常的狀態，衛星的任務亦達到要求，這意味著福衛五號衛星的結構設計是成功的。

誌謝

感謝福衛五號總計畫主持人張和本博士的全力支持，福衛五號衛星的結構發展才能順利完成；並感謝機械組組長陳嘉瑞博士在結構發展上的悉心指導以及機械組相關同仁的協助；光學遙測酬載結構體也在系工組組長林喆博士的協調下得以完成，亦一併致上感謝之意；而對於整測設備同仁在測試設備上的妥善操作與維護，使衛星的動態環境測試順利完成，甚表感謝。另外，要特別感謝漢翔公司對於光學遙測酬載結構體在製造及檢測上的全力支持，而讓光學遙測酬載結構體圓滿遞交。

參考文獻

1. Kuo Jen-Chueh, et al, FORMOSAT-5 Satellite Structure Development and Dynamic Launch Environment Verification, 68th International Astronautical Congress (IAC), September 2017.
2. Kuo Jen-Chueh, et al, *Terrestrial Atmospheric and Oceanic Sciences*, **28** (2), 157(2017).

3. Kuo Jen-Chueh, Chang Chan-Peng and Chou Chi-Wei, FORMOSAT-5 Bus/Structure CDR Technical Audit Report, FS5-RPT-0131 (NSPO Internal Document), January 2013.
4. Chou Chi-Wei, Formosat-5 RSI Jitter Analysis Report-CDR, A023-MEMO-12-ME-027 (NSPO Internal Document), 2012
5. Kuo Jen-Chueh, FORMOSAT-5 Condensed Model-Stiffness matrices, Mass matrices, ATM, DTM and LTM for Final Coupled Load Analysis (FCLA), A023-MEMO-15-ME-001(NSPO Internal Document), January 2015.
6. Kuo Jen-Chueh, et al, Coupled Load Analysis Application on FORMOSAT-2 Development, European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Mechanical Testing, May 2005.
7. Kuo Jen-Chueh, FORMOSAT-5 Final Coupled Load Analysis Results, A023-MEMO-15-ME-014 (NSPO Internal Document), April 2015.
8. Chou Chi-Wei, FORMOSAT-5 Separation Shock Test Report, FS5-RPT-0175 (NSPO Internal Document), December 2015.
9. Kuo Jen-Chueh, FORMOSAT-5 Protoflight Acoustic Test Report, FS5-RPT-0176 (NSPO Internal Document), November 2015.
10. Chou Chi-Wei, FORMOSAT-5 Vibration Test Report, FS5-RPT-0174 (NSPO Internal Document), December 2015.

郭人爵先生為國立中央大學機械所碩士，現為國家實驗研究院國家太空中心正工程師。

Jen-Chueh Kuo received his M.S. in mechanical engineering from National Central University. He is currently an engineer at National Space Organization, NARLabs.

周啟維先生為國立交通大學機械所碩士，現為國家實驗研究院國家太空中心正工程師。

Chi-Wei Chou received his M.S. in mechanical engineering from National Chiao Tung University. He is currently an engineer at National Space Organization, NARLabs.

張展鵬先生現為國家實驗研究院國家太空中心正工程師。

Chan-Peng Chang is currently an engineer at National Space Organization, NARLabs.

洪珩瑑先生為國立交通大學機械所碩士，現為國家實驗研究院國家太空中心正工程師。

Heng-Chuan Hung received his M.S. in mechanical engineering from National Chiao Tung University. He is currently an engineer at National Space Organization, NARLabs.