

推進次系統發展回顧

The Development Retrospect of Propulsion Subsystem

郭添全

Tien-Chuan Kuo

本文針對福衛五號衛星推進次系統自主發展的歷程，從衛星的任務需求、次系統的設計、分析、組裝與測試，以至於在軌道上進行操作的一些回顧。福衛五號所採用的推進類型是冷氣流系統，具有系統簡單、可靠度高和安全的特質，從整個自主發展歷程所得的經驗到目前成功地在軌道上運作，對於我國未來發展更高效能的衛星推進系統，有其特別的意義。

Current article focuses on some retrospects, concerning the propulsion related mission requirements, subsystem design, analysis, integration, verification and test, and the in-orbit operation, for the self-reliant development of the propulsion subsystem of FORMOSAT-5 satellite. FORMOSAT-5 has equipped a cold gas system, which is a simple, highly safe and reliable system. The experiences gained through the development process and the successful flight operation in orbit will definitely help us to develop the propulsion systems with higher performance for future satellite applications.

一、推進次系統簡介

衛星推進次系統 (propulsion subsystem) 提供衛星入軌後執行軌道操作時的動力來源，主要需要滿足三方面的操作需求：(1) 軌道修正；(2) 軌道轉換；和 (3) 軌道維持。「軌道修正」是針對發射載具將衛星送入停駐軌道 (parking orbit) 所需要修正的入軌誤差；「軌道轉換」是將衛星從停駐軌道送至任務軌道 (mission orbit) 的操作，軌道轉換可以與軌道修正合併執行以節省燃料。「軌道維持」是當衛星在軌道上停留一段時間，軌道環境的稀薄空氣對衛星產生阻力而造成衛星飛行高度下降，做為

補償衛星回復到原來的任務軌道所進行的操作。

福衛五號採用的推進類型為冷氣流推進系統 (cold gas system)，使用高壓氣體作為推進劑，具有系統簡單、高可靠度及高安全性的特質，但相對地，這類型推進系統的缺點是推進效率比較差，也就是在相同的任務需求下，衛星需要裝載較多的燃料來執行任務操作。福衛五號使用高壓氮氣作為推進劑，與其他化學推進或電能推進類型的燃料有相同的功能，雖然高壓氮氣在此系統中不會進行燃燒反應，但本文為與其他類型的推進系統有一致的名稱，也會稱氮氣為「燃料」。

二、燃料估算

設計衛星推進次系統的第一步，就是要依據衛星任務期間的軌道操作需求，來估算所需要搭載的燃料質量。依據福衛五號的本體規格書⁽¹⁾，推進次系統所搭載的燃料需要滿足：(1) 修正發射載具的軌道的容許誤差 (高度 ± 25 公里、傾角 $\pm 0.13^\circ$)；(2) 在五年的任務期間，維持衛星在 720 公里的軌道高度；(3) 在任務所需的燃料質量之外，額外充填 10% 的燃料質量作為偶發操作時的裕度。

由這些任務需求定義，以軌道動力學和太空環境的空氣阻力模式，計算衛星在任務壽命期間執行軌道操作的總速度差 (ΔV) 需求為 32.2 m/s (詳細的計算過程及參數可參考⁽²⁾)。透過火箭方程式計算所需要的燃料質量，如下述方程式所示

$$m_p = m_{sat} \left[1 - \exp \left(- \frac{\Delta V}{I_{sp} g} \right) \right] \quad (1)$$

方程式 (1) 中的 m_p 是任務所需的燃料質量； m_{sat} 是衛星的原始總質量； ΔV 是任務需求的速度差； I_{sp} 是比衝值 (specific impulse)； g 是重力常數。其中，比衝值是作為評估推進效能的主要指標，單位為秒 (seconds)。比衝值與重力常數的乘積，形成一個單位是速度的物理量，其物理意義約等於燃料脫離推進器的速度，其數值越大，代表推進的效能越好。

福衛五號衛星在設計階段預估的最大質量為 525 公斤，高壓氮氣推進器的比衝值約 60–70 秒，一般進行燃料需求估算時，通常會採用較保守的特性參數，所以比衝值採用 60 秒來進行計算。將相關資料代入火箭方程式得到任務需求的燃料量約 28.0 公斤；加上燃料裕度後估計福衛五號至少需要搭載 30.8 公斤的氮氣。

三、推進次系統構型設計及元件

當推進類型與燃料需求確定後，接續的工作就是推進次系統設計以及元件的選用。圖 1 顯示福衛五號推進次系統的架構方塊圖。系統包括一組燃

料槽 (propellant tank)、四組推進器 (thrusters)、控制燃料從燃料槽到推進器之間流動控制元件 (包括燃料充洩閥、調壓器、洩壓閥、球式栓閥、濾清器)、監控系統狀態的感測器 (包括壓力感知器和溫度感測器)，以及連接各類元件的管路和支架。

推進次系統各項元件的功能及主要規格略述如下：

- 燃料槽：提供燃料的儲存功能。由估算燃料質量需求，福衛五號選用一組由鉻鎳鐵合金作為內膽、外部纏繞 T-1000 碳纖維、內容積為 97 公升、質量為 18.2 公斤的高壓氣體儲槽；最大預期操作壓力 (maximum expected operating pressure) 為 310 bar，設計可以儲存約 32.6 公斤的高壓氮氣。所以除了任務需求要搭載的 30.8 公斤燃料外，這款燃料槽滿載時還可以額外提

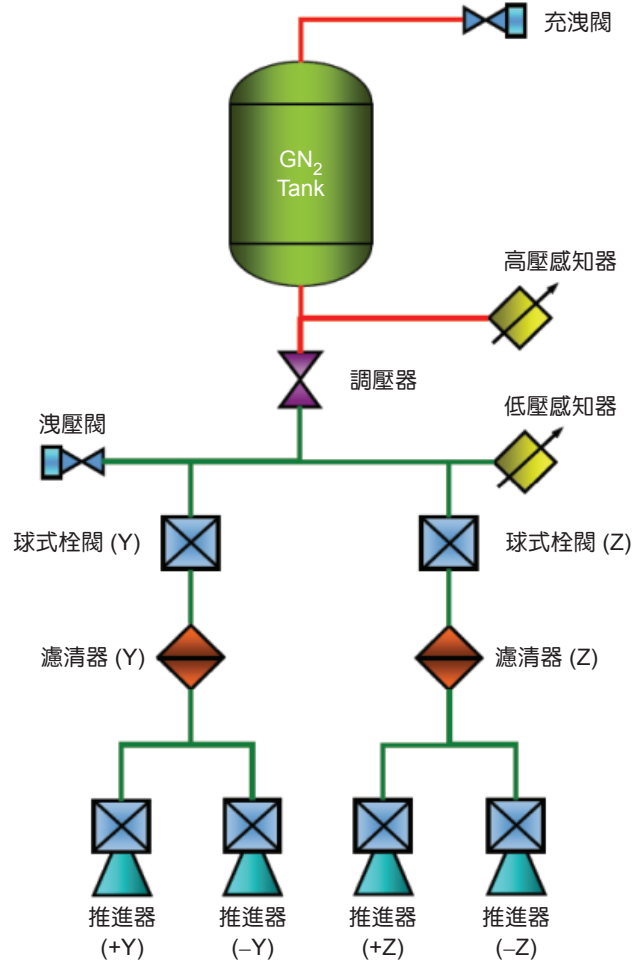


圖 1. 福衛五號推進次系統架構圖。

供 2 公斤的燃料作為充填裕度。

- 推進器：提供產生推力的功能，本系統使用四組 40 mN 推力的推進器，分別佈署於衛星 $\pm Y$ 軸和 $\pm Z$ 軸的對稱位置。四組推進器由飛行電腦依據軌道操作目標和衛星姿態來決定是否啟動，以提供衛星進行軌道操作期間所需要的動量。位於 $\pm Y$ 軸的一對推進器，透過間歇的開啟／關閉程序，可提供衛星在 Z 軸方向的姿態控制能力；同樣地，位於 $\pm Z$ 軸的一對推進器，則可進行 Y 軸的姿態調控。
- 調壓器 (Pressure Regulator, PR)：因推進器只需要供應 1.5 bar 的氮氣來產生推力，燃料槽內所儲存的高壓氣源需要先調降壓力，再進入下游的低壓管路中，這項功能則由調壓器來進行。
- 充洩閥 (fill and vent valve)：提供燃料的灌裝及洩載介面。充洩閥因位於系統的高壓段，因此除了需要能耐受高壓外，其洩漏規範也比較嚴格，以避免衛星在任務壽命期間因燃料漏失過多而影響衛星的軌道任務操作。
- 洩壓閥 (Pressure Relief Valve, PRV)：當系統壓力超過設定值時進行氣體洩放以降低壓力。由於所有太空領域應用的推進元件都有製作工藝的限制，要求元件完全不洩漏在工程上是不可能實現的理想，因此所有的推進元件都會制定一個可接受的洩漏率作為元件的主要規格之一。由於調壓器容許符合規格的微量氣體洩漏進入下游的管路，因此系統低壓段管路內的壓力將會緩慢上升，如果不進行處理的話，甚至可能會超過下游元件的操作壓力上限。所以推進次系統中需要配備一組洩壓閥來限定系統的最大許可壓力，當壓力高於設定的數值時，即自動進行洩壓操作以降低系統壓力，待壓力降低到預定數值時，閥座再回復成原先的密封狀態。
- 球式栓閥 (Ball Latch Valve, BLV)：隔絕推進器與燃料供應系統的控制元件。考量避免系統中可能會因發生元件損壞或誤失而造成全系統的失能，推進次系統設計將 4 組推進器分為兩群 (batches)，我們稱為 Y 群和 Z 群。每群由一組球式栓閥、燃料濾清器和兩組推進器所組成。燃料進入推進器之前，位於上游的球式栓閥的開

啟或關閉，將可以決定燃料是否可以進入下游連到推進器的管路，當任何一組推進器發生誤失而又無法回復原有功能時，透過球式栓閥關閉通路，即可隔絕此誤失元件對系統的影響。

- 燃料濾清器 (filter)：濾除燃料中可能存在的微粒或其他雜質，以確保進入推進器燃料的潔淨品質。
- 低壓感知器 (Low Pressure Transducer, LPT)：監視次系統低壓段的壓力值。此數值將作為評估衛星在軌道運行階段的推進效能參數和計算調壓器洩漏率的重要參數。
- 高壓感知器 (High Pressure Transducer, HPT)：監視推進次系統燃料槽和系統高壓段的壓力。高壓感知器的數據結合溫度感知器 (temperature sensor) 的溫度訊息，可做為估算燃料存量和推進次系統健康狀態的重要參數。

四、推進次系統元件佈署

推進次系統所有的元件均佈署於福衛五號本體衛星底盤。其中，四組推進器裝設在衛星底盤下方，其它元件則放置於底盤上方，透過金屬管路連接成一個系統。藉由各類元件支架和機構，將每項推進元件固定搭接於底盤，圖 2 是福衛五號推進次系統元件配置的設計圖。其中值得特別提到的是燃料槽支架的設計，由於在未充壓與充壓到 310 bar 時，燃料槽的長度有約 7 mm 的變化量，加上燃料槽含燃料總重達 50.8 公斤，燃料槽支架除需承受垂直方向的負載外，在軸向也需要有因應長度變化的特殊設計，以避免因燃料槽長度變化所產生的內部應力造成支架或衛星結構的變形崩壞。燃料槽在燃料出口端設計固定搭接的支撐介面，而另一側則設計為容許軸向滑動式的搭接模式，以因應燃料槽尺寸在不同壓力狀態下長度的變異。

五、推進次系統分析

推進次系統設計完成後，依據系統構型及元件特性進行相關的系統分析，以評估次系統的設計及系統特性是否符合衛星任務的需求，並檢視設計是

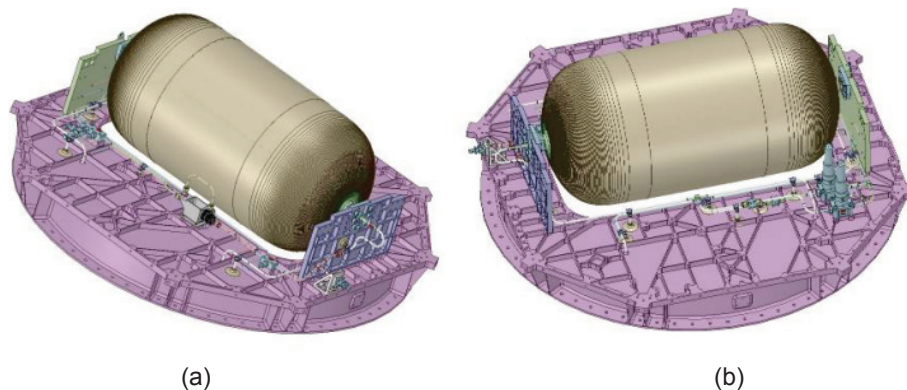


圖 2. 福衛五號推進次系統元件配置：(a) +Y 側視圖，(b) +Z 側視圖。

否需要進行調整，以及做為元件硬體的選用的依據。

福衛五號衛星的推進次系統設計相對其他類型推進系統雖然簡單，不過仍需進行諸如燃料洩放特性分析 (blowdown analysis)、洩漏分析 (leakage analysis)、推進器推力均勻性分析 (thrust uniformity analysis)、推進器啟動及維持 (pull and hold) 電器元件特性分析等等項目。

燃料洩放特性分析是推進次系統比較重要的分析項目，用以評估推進次系統在進行軌道操作時，推進器連續噴發及間歇噴發兩項操作對衛星的表現特性 (詳細的理論推導及計算可參考⁽³⁾)。在連續噴發特性方面，我們假設衛星的初始狀態為溫度 300

K、壓力 310 bar，推進器進行長時間連續噴發，計算的輸出包括系統壓力、溫度、比衝值和燃料值量流率的變化情況，圖 3 為計算分析的結果。

推進器是利用氣體的內能轉換成動能來產生推力，當系統進行連續操作的情況下，噴發期間燃料槽內的氣體存量會持續下降，因而造成壓力下降，同時燃料槽內部氣體的也因內能減少使得溫度亦同步下降 (圖 3(a) 所示)。在連續噴發操作的後期，可以看到比衝值逐漸變小，也就是說達到同樣動量變化的情況下，系統需要使用較多的燃料；同樣地在連續噴發後期，燃料流率也逐漸增加。這項分析結果顯示冷氣流推進系統的實際軌道操作，應避免過度以長時間噴發的軌道操作模式而使燃料使用效

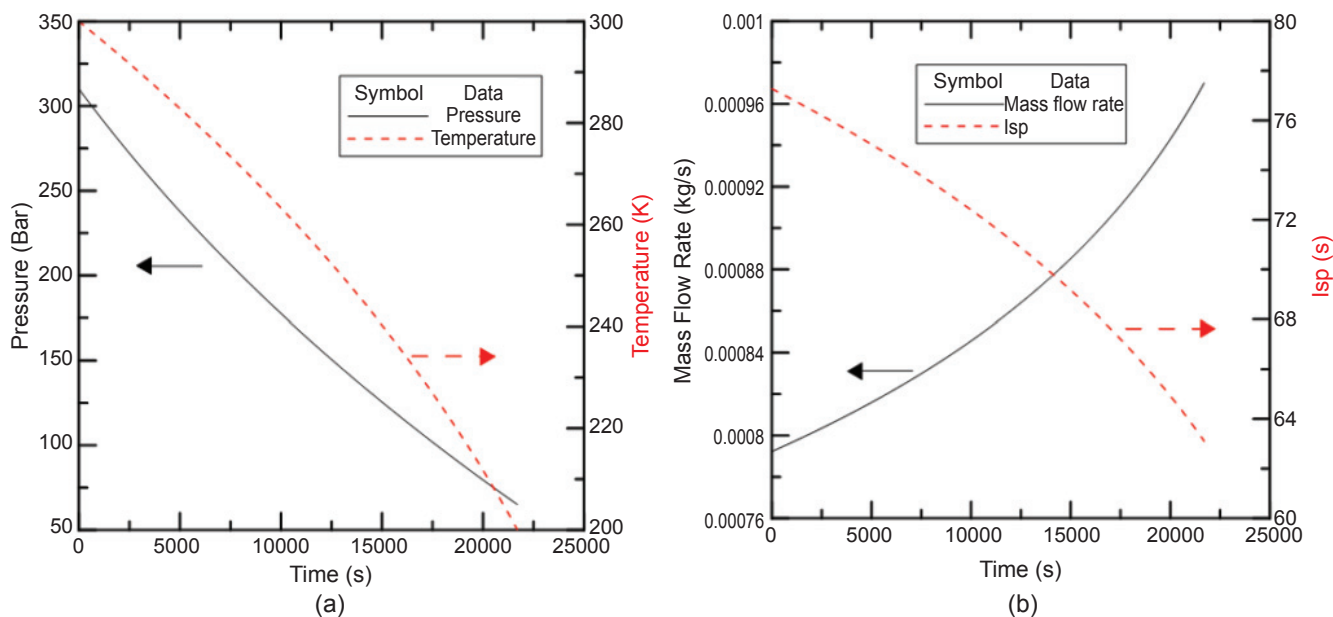


圖 3. 連續操作情況下 (a) 燃料槽壓力及溫度；(b) 燃料流率及比衝值隨時間的變化圖。

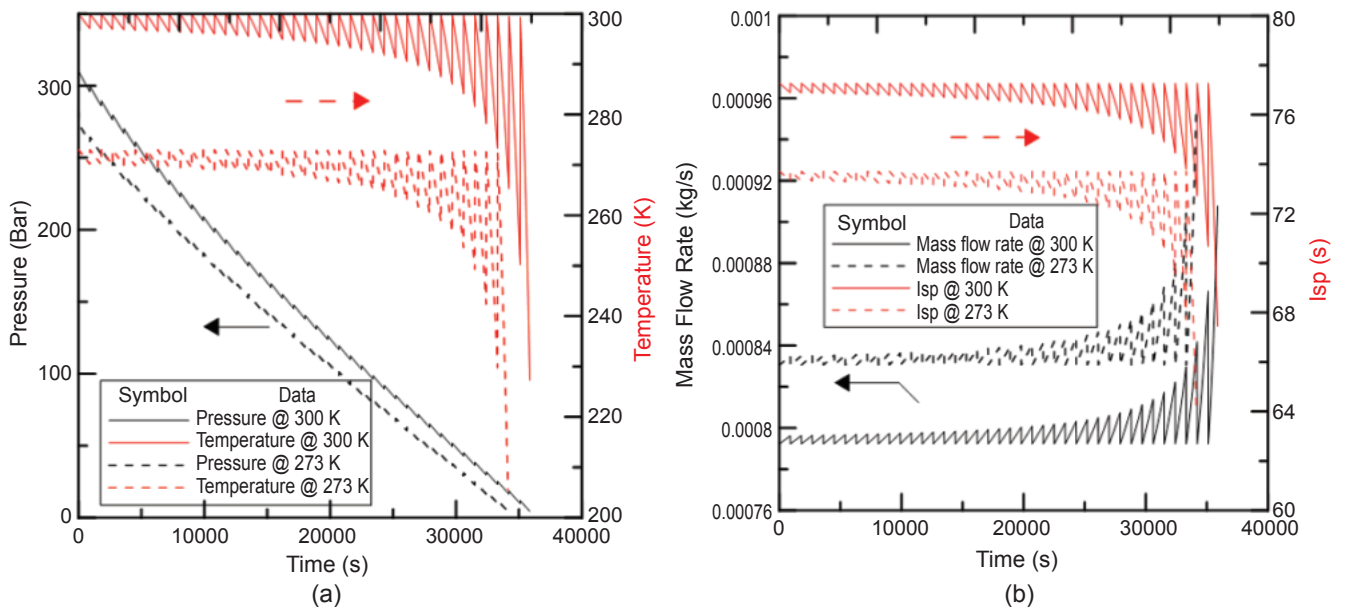


圖 4. 間歇操作情況下燃料槽 (a) 壓力及溫度；(b) 燃料流率及比衝值隨時間的變化圖。

率過低。為兼顧操作時間及衛星部署效率，採用間歇噴發的模式來執行軌道修正、轉換及維持的操作有其必要性。

間歇噴發操作模式的分析方面，我們定義每次噴發 15 分鐘，之後等待衛星內部較暖和的熱環境對推進次系統加熱，使系統回復到較高的溫度後才進行下一次噴發。分析案例的初始壓力設定為 310 bar，初始溫度分別以 300 K 和 273 K 進行分析，其操作特性分析結果顯示於圖 4。當系統壓力較大時，燃料槽內有較多的燃料存量，因此在相同氣體噴發量的情況下，內能流失的比例較低，因此溫度下降的幅度不大；但到了洩放末期，燃料存量已經降低，所以相對的內能流失比例也比較大，使得溫度下降幅度越來劇烈，此結果也顯示在洩放後期的平均推進效率會越來越差。燃料洩放分析的另外一個結果是取得推進次系統的洩放曲線，圖 5 所示的是間歇操作情況下推進次系統的洩放曲線，藉由此曲線衛星操作人員可透過衛星下傳的壓力及溫度數值，以讀圖的方式快速地得知燃料存量。

其他的推進次系統特性分析，由於與其他類型的推進系統類似，故本文僅略述其目的、結果及影響，其分析過程則不再詳述。洩漏分析評估推進系統及元件在衛星任務壽命期間所造成的總洩漏量。

按福衛五號系統的元件規格，在所規劃的五年任務壽命期間，估計最大會漏失約 0.699 公斤的燃料。然而事實上，從衛星完成組裝後所進行的洩漏測試數據可知，漏率的測量值約小於規格的 1-2 個數量級，因此實際燃料損失量約在 0.02 公斤以下，幾乎可以忽略不計。

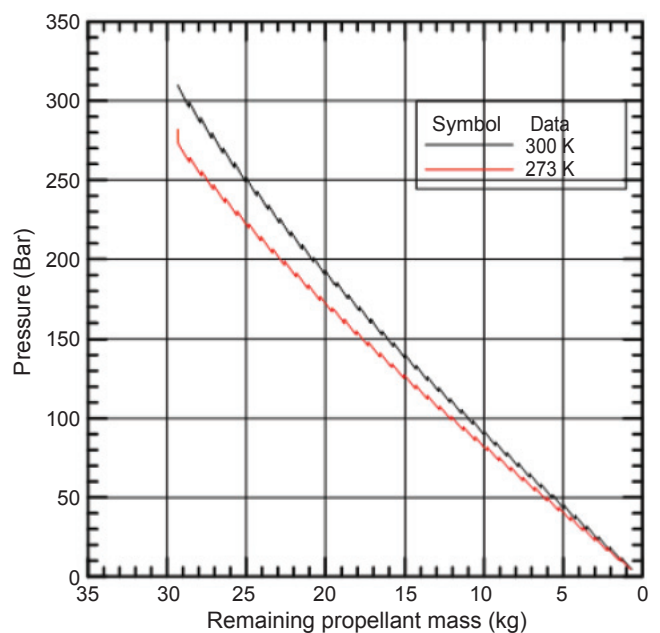


圖 5. 間歇操作情況下推進次系統的洩放曲線。

推進器推力均勻性分析評估批量製造的推進器，其推力變異性對衛星控制所帶來的影響，福衛五號衛星推進器元件規格容許推力有 $\pm 10\%$ 的變異量，分析結果顯示在三個標準差之內，有高於 99.3% 的隨機組合能滿足系統規範，也確定容許的推力變異量是恰當的規格。

另外，推進器開啟及維持 (pull and hold) 電氣元件特性分析則是依據推進器電磁閥的電阻值及容許維持開啟的最低電壓資訊，計算合適的加熱片電阻值，用以進行啟動及維持的操作。推進器電磁閥一般的操作流程是第一階段以較高的電壓 (福衛五號為 22-35 V) 開啟，第二階段為是電磁閥開啟保持 (hold on)，其維持開啟狀態僅需要較低的電壓 (福衛五號為 ≥ 12 V，且最大電流為 0.15 A)，兩階段的操作可以減少因電能消散 (heat dissipation) 造成電磁閥溫度升高的幅度，進而保護長時間開啟電磁閥免於過熱而造成硬體的損壞。

六、推進次系統組裝

推進次系統設計分析工作完成之後，隨即進入元件和系統系統製造組裝階段。推進次系統組裝可分為元件組裝階段、次系統組裝階段和系統組裝階

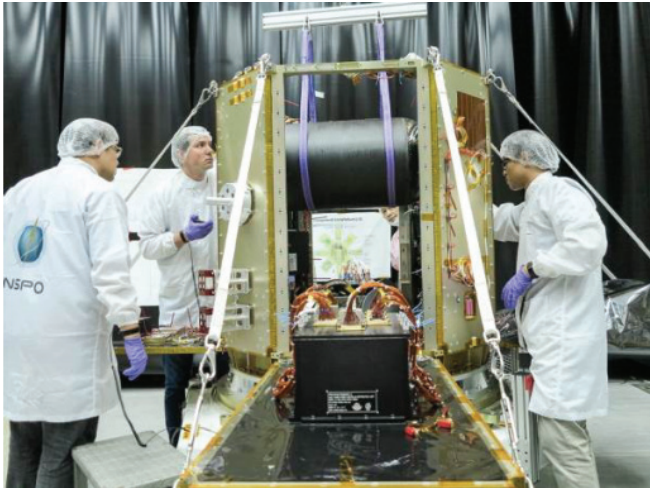
段，各個階段結束前均需伴隨相對應的測試工作來進行功能的驗證。

福衛五號推進次系統由太空中心與委託衛星本體技術支援廠商 SpaceTech GmbH (STI) 共同組成的團隊進行元件採購、次系統組裝和次系統驗證等工作。由於推進元件的生產、製造和功能驗證會涉及供應廠商的商業機密，所以主要的發展工作都在廠商端執行，太空中心和 STI 在過程中僅負責審查廠商所遞交元件的技術報告和文件，以及驗證結果確實符合元件規格即可。元件完成後由製造商遞交給 STI 進行後續的作業。

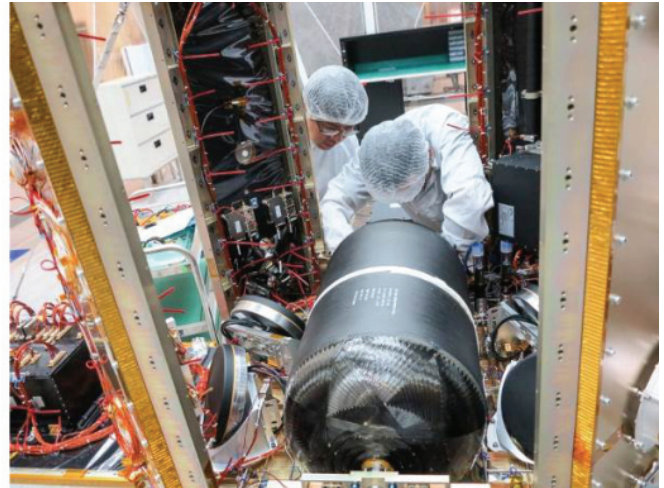
為配合衛星系統的驗證需要，推進次系統組裝過程分成兩個部分。第一個部分作業在 STI 的廠房中進行，STI 先進行推進元件的預組裝，同時對管路系統的焊接作業進行 X-光檢測，以及元件的功能測試和洩漏測試。完成相關工作後，由鎖裝介面處拆解，將各部分的硬體運送至太空中心執行第二個部分的組裝工作。在第一部分組裝期間，STI 並未將燃料槽與系統接合的原因是：考量在系統組裝階段，太空中心需要對衛星結構體進行驗收測試，然而驗證時需要以推進次系統的飛行負載來執行振動測試，但燃料槽飛行體又不適合在充填高壓氣體的情況下進行這項工作，因此折衷的方法就是先組



圖 6. 推進次系統組裝燃料槽虛擬質量體。



(a)



(b)

圖 7. 推進次系統 (a) 燃料槽吊掛及組裝，和 (b) 燃料槽支架組合鎖裝作業。

裝一組質量等同於飛行狀態的「燃料槽虛擬質量體 (dummy mass)」替代，待結構體測試完成後再置換為燃料槽的飛行體。圖 6 是福衛五號推進次系統在 STI 廠房進行燃料槽虛擬質量體組裝到衛星底盤的實景。

推進次系統組裝作業第二部分在太空中心整測廠房進行。在完成衛星結構體動態測試後，由太空中心與 STI 工程師聯合組裝推進次系統高壓段元件 (充洩閥、高壓端壓力感知器)、低壓段元件 (球式栓閥、洩壓閥、低壓端壓力感知器)、調壓器，和進行所有的管路鎖接。完成後將燃料槽虛擬質量體替換為燃料槽飛行體，同時進行兩組燃料槽支架的鎖裝及校準作業。圖 7 是推進次系統組裝在進行飛行燃料槽吊掛組裝，以及燃料槽支架組合鎖裝作業的照片。

七、推進次系統測試

依據推進次系統規範⁽⁴⁾的標準，推進次系統在衛星整測階段需要進行洩漏測試和功能測試，以確保組裝作業後次系統的功能、狀態和運作都維持正常。推進次系統整測期間，規劃執行三次主要的洩漏測試，分別是在 (1) 推進次系統與衛星本體結合後的測試 (此時推進器因遞交延遲而尚未組裝至衛星本體)；(2) 推進全次系統完成組裝，STI 正式將飛行系統遞交給太空中心驗收前所進行的測試；

和 (3) 完成福衛五號衛星所有的環境測試項目後，運送到發射場之前的測試驗證。

第一次洩漏測試因推進器尚未組裝到衛星本體，所以此次測試僅加壓到 50 bara 的壓力，初步驗證高壓段元件和部分低壓段元件的組裝狀況完好。在 15 bara 情況下，依據圖 8 所示的 21 個洩漏測量位置點進行測量，系統的總洩漏率為 1.80×10^{-4} mbar-l/s，略大於在 STI 廠房的量測數據 (5.95×10^{-5} mbar-l/s)，研判其原因是由於灌裝設備接頭未鎖緊所導致的氬氣微漏，因而影響到燃料槽灌裝接頭附近幾個點位的量測數據。在鎖緊灌裝設備接頭之後繼續加壓到 50 bara，系統洩漏率降為 1.83×10^{-5} mbar-l/s，與出廠前的數量級相同。

推進次系統完成全系統組裝後，執行第二次測試，此次測試對推進全系統充壓到最大操作壓力 (310 bara) 而後執行洩漏測試；系統加壓過程中，在 15 bara 測量一次洩漏率為 1.11×10^{-6} mbar-l/s，數值低於原廠數據約一個數量級，主因應是推進次系統所有的接點已全部完成密封，系統的洩漏率因而下降。當充壓到 310 bara 時系統的總洩漏率為 2.10×10^{-6} mbar-l/s，表 1 為此次推進次系統洩漏測試測量結果。

當福衛五號衛星所有的環境測試項目都完成後，由於衛星在這個時候已經封板，推進次系統內部的一些洩漏量測點位無法進行測量，因此只能針對如燃料槽出口和推進器出口等幾個外部點位測

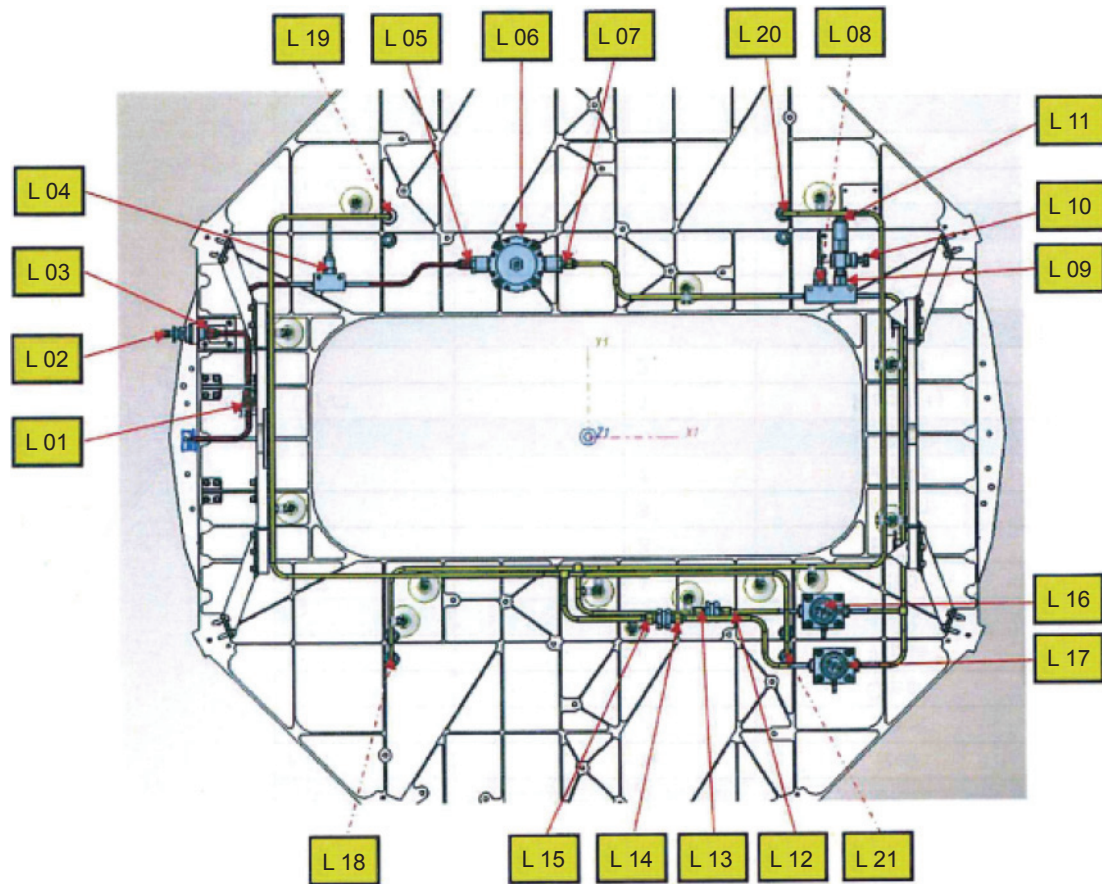


圖 8. 推進次系統洩漏率的測量點位。

量。測試目的為了確定系統的狀態維持在與先前的數據相似，所以未將系統充壓到最大操作壓力。

圖 9 是進行第二次洩漏測試期間，推進次系統高壓段和低壓段的壓力歷程數據。系統進行充壓的方式是透過兩階段加壓來達成，第一階段是以壓力平衡 (pressure balance) 的方式進行，也就是以氣體鋼瓶灌裝氮氣到燃料槽內，一般鋼瓶的壓力約 120 bara，所以連結數個鋼瓶進行加壓，大約只能充壓到 90 bara 左右。第二階段則需要靠加壓器 (booster) 繼續升壓，在升壓階段為了避免燃料槽溫度上升速率過快，升壓的速率需要控制在 1 bar/min 以內，以免溫度超過許可的上限 (50 °C)；同樣的，在降壓過程中燃料槽溫度會下降，此時需要控制降壓速率在 1 bar/min 以內，並且同時觀察燃料槽溫度維持在露點 5 °C 以上，以防止系統發生結露的情況，推進次系統的燃料槽溫度歷程圖如圖 10 所示，全程四個溫度監控點都落在許可的溫度

範圍內。

在洩漏測試的充壓/降壓歷程中，可以一併執行元件的特性測試。第一項就是調壓器的啟動測試，透過開啟推進器以噴發燃料的方式來使調壓器進行作動，從圖 9 可以看到低壓段的壓力變化，做為評估調壓器在 310, 200, 100 及 15 bara 的反應數據，調壓器的鎖返壓力 (lockup pressure) 分別為 3.08, 3.14, 3.20 及 3.10 bara；開啟兩組推進器的質量流率都落於 0.24 ± 0.1 g/s，均符合元件規範的數值。另一個測試項目是燃料槽的擴張測試 (tank dilatation test)，在燃料槽的滑動端加裝一組位置感測器，分別在充壓階段和降壓階段量測燃料槽的長度隨系統壓力的變化量，表 2 顯示是量測結果與原廠出廠的測量數據比對，趨勢與原廠的數據相同。

福衛五號衛星在等待發射期間，燃料槽充壓到 50 bara 進行儲放，期間已可以透過低壓段的溫度壓力變化來評估調壓器的內部洩漏率 (internal

表 1. 推進次系統洩漏測試測量結果。

Location Description		RTG Test (mbar I/s)	RCS Test at 15 bar (mbar I/s)	RCS Test at 310 bar (mbar I/s)
Test Gas		20 bar He	1 bar N2 + 14 bar He	279 bar N2 + 31 bar He
L01	HP Connection	6.00E-08	< 1.0E-8	< 1.0E-8
L02	FDV Cap	6.00E-08	< 1.0E-8	1.3E-8
L03	FDV IF	6.00E-08	< 1.0E-8	1.15E-8
L04	HPT	5.90E-07	< 1.0E-8	4.7E-8
L05	PR Inlet	5.00E-08	< 1.0E-8	< 1.0E-8
L06	PR Outlet	2.75E-06	< 1.0E-8	< 1.0E-8
L07a	Bulkhead Inlet	9.00E-08	< 1.0E-8	< 1.0E-8
L07b	Bulkhead Outlet	n/a	< 1.0E-8	< 1.0E-8
L08	LPT	3.00E-08	< 1.0E-8	< 1.0E-8
L09	PRV IF	6.00E-08	< 1.0E-8	1.5E-8
L10	PRV Outlet	3.80E-07	1.16E-7	3.5E-8
L11	PRV Head	3.00E-08	< 1.0E-8	< 1.0E-8
L12	LPF1 (Outlet)	2.00E-08	< 1.0E-8	< 1.0E-8
L13	LPF1 (Inlet)	2.00E-08	< 1.0E-8	< 1.0E-8
L14	LPF2 (Outlet)	1.00E-08	< 1.0E-8	< 1.0E-8
L15	LPF2 (Inlet)	3.00E-08	< 1.0E-8	< 1.0E-8
L16	BLV2 (Z)	9.00E-08	< 1.0E-8	1.1E-8
L17	BLV1 (Y)	6.00E-08	< 1.0E-8	1.5E-8
L18	ThrV2	3.00E-08	Inlet: < 1.0E-8 Outlet: 5.2E-8	Inlet: < 1.0E-8 Outlet: 4.1E-7
L19	ThrV1	2.00E-08	Inlet: < 1.0E-8 Outlet: 5.8E-8	Inlet: < 1.0E-8 Outlet: 2.4E-7
L20	ThrV4	5.50E-05	Inlet: < 1.0E-8 Outlet: 3.2E-8	Inlet: < 1.0E-8 Outlet: 2.0E-7
L21	ThrV3	2.00E-08	Inlet: < 1.0E-8 Outlet: 1.7E-8	Inlet: < 1.0E-8 Outlet: 9.9E-7
L22	Tank Exit	6.00E-08	—	—
Sum		5.95E-05 (0.211 scc/hr)	1.11E-6 (0.0039 scc/hr)	2.1E-6 (0.0075 scc/hr)

表 2. 燃料槽形變量測量結果與出廠之測試數據比對。

Pressure (bar)	RTG Measurement (mm]	Acceptance Test at NSPO (mm)	
		Pressurize	Depressurize
50	0.5	—	0.998
100	1.5	2.2	2.248
150	3.3	3.43	3.18 @ 140 bar
200	5.8	4.37	4.45
250	8.2	5.41	5.715
300	—	6.36	—

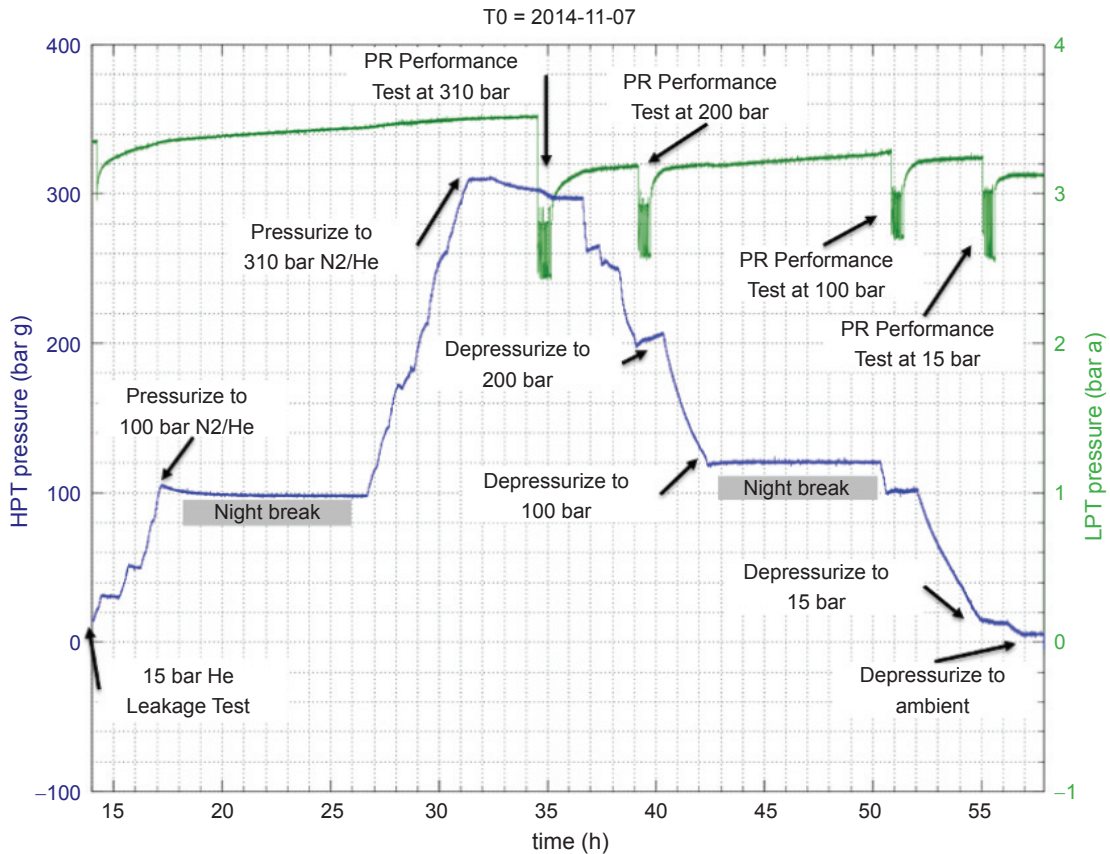


圖 9. 推進次系統高壓段 (藍線) 及低壓段 (綠線) 的壓力歷程圖。

表 3. 低壓段的壓力和溫度數據。

Date	Time	HPT (bar)	LPT (bar)	Tank Temp. (°C)	LPT@STD (bar)
2015/09/24	14:36	48.015	3.365	23.77	3.322
2015/10/02	09:14	47.166	3.326	19.90	3.327

leak rate)。表 3 是在儲放期間的一組低壓段的壓力和溫度數據，透過理想氣體方程式我們可以估算在 186.6 小時的期間內，約有 0.135 公升標準狀態下的氣體洩漏到低壓段，我們可以計算調壓器的內部洩漏率為 3.53×10^{-3} scc/hr，僅有規格 0.36 scc/hr 的 1% 左右。

八、推進次系統發射場測試

福衛五號衛星完成在太空中心的地面測試後，運送至美國的范登堡空軍基地準備升空。在升空前

衛星推進次系統需要進行最後一次的洩漏測試，太空中心人員在發射前將推進次系統充壓到最大操作壓力 (310 bara) 並進行洩漏測試，測量的洩漏率為 4.26×10^{-3} scc/hr，確認衛星在運送期間，推進次系統仍然維持在正常的狀態。

九、推進次系統軌道操作

福衛五號衛星升空後，經過早期軌道檢查推進次系統的健康狀態正常後，於 2017/10/25 進行首次推進次系統軌道操作測試，執行 60 秒的噴發作

T0 = 2014-11-07

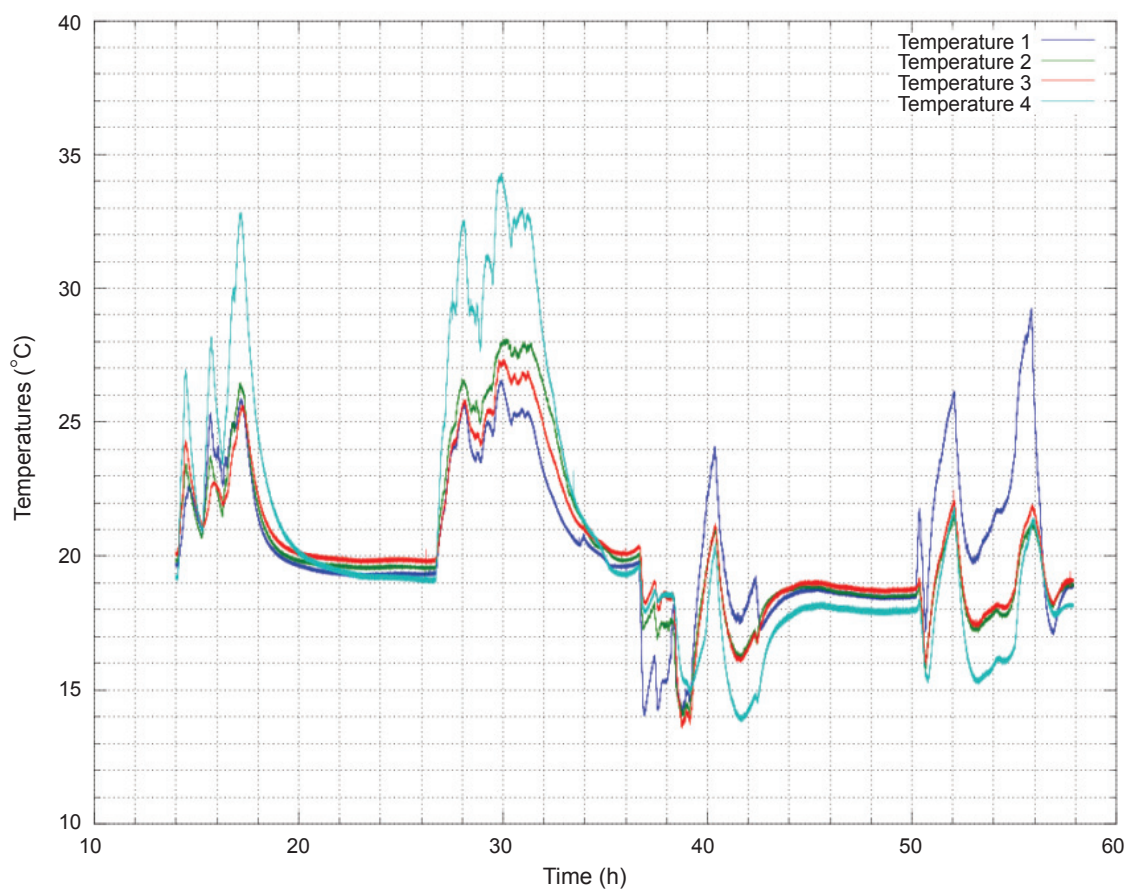


圖 10. 推進次系統燃料槽溫度歷程圖。

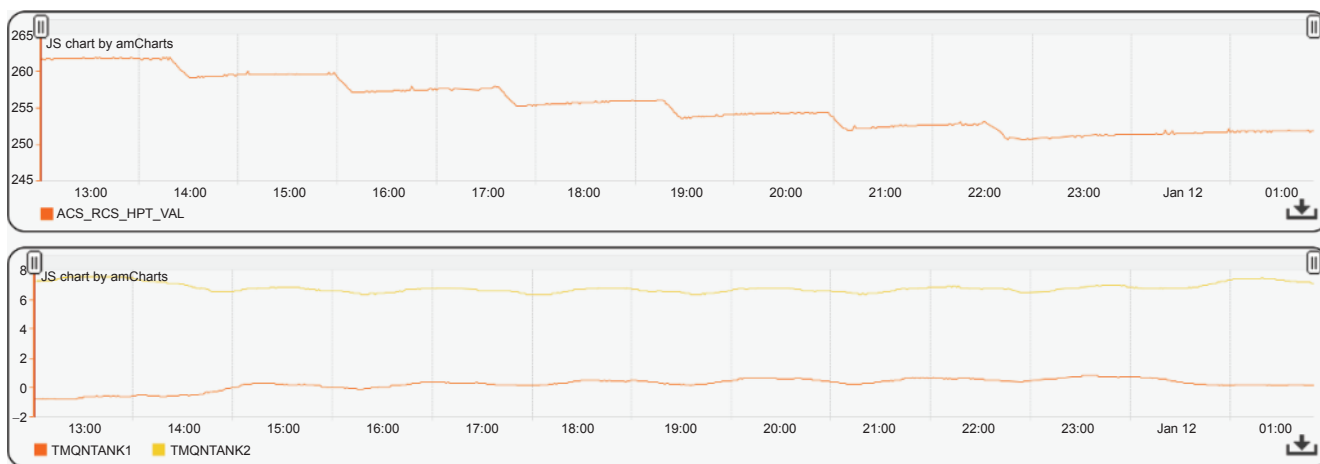


圖 11. 推進次系統第 16–21 次軌道操作燃料槽壓力及溫度圖。

業，推進次系統特性如預期地作動，顯示系統已處於備便的狀態。2018/1/4 到 1/19 之間，進行軌道傾角調整，前後共成功執行 62 次噴發，圖 11 顯示第 16–21 次軌道操作期間燃料槽壓力和溫度的變

化圖。2018/1/29 進行第 64 次噴發，成功執行地面軌跡調整。由升空後的幾個任務操作狀況和軌道參數變化，顯示推進次系統已成功執行相關的飛行驗證。

十、結論

福衛五號推進次系統是首次由我國自主進行推進次系統設計與分析，搭配衛星技術支援廠商進行元件採購、系統組裝與驗證的方式實現全系統的硬體發展，進而在軌道飛行上驗證的一個實例。雖然冷氣流系統是一個相對簡單的系統，但是過程中許多關於硬體發展歷程所獲得的寶貴經驗，實為我國繼續往其他更高效能推進系統發展的踏腳石，所獲得的經驗彌足珍貴。

參考文獻

1. *FORMOSAT-5 Bus Specification, FS-SPEC-0001*, 2009/11/10 (2009).
2. R. Humble, G. Henry and W. Larson, *Space Propulsion Analysis and Design*, 1st-rev. ed., New York: McGraw-Hill Companies, pp. 44-46 and pp. 47-50 (1995).

3. 曾坤樟, *Propellant blowdown analysis for FORMOSAT-5 cold gas propulsion system*, A023-MEMO-10-ME-007-Rev2010/03/02 (2010).
4. *FORMOSAT-5 Cold Gas Propulsion System Specification*, FS5-SPEC-0013-0003, 2014/02/13 (2014)



郭添全先生為國立清華大學核子工程與工程物理研究所博士，現為國家實驗研究院國家太空中心研究員及機械組推進部門經理。

Tien-Chuan Kuo received his Ph.D. in nuclear engineering and engineering physic from National Tsing-Hua University. He is currently a research fellow and a department manager of Propulsion Department in Mechanical Engineering Division of National Space Organization, NARLabs.