

衛星推進器特性量測技術發展

劉修任*、曾坤樟、詹勇倫、白志剛、郭添全

國家實驗研究院國家太空中心

*hank@nspo.narl.org.tw

摘要

因應國內自主研發推進器特性量測所需，國家太空中心發展衛星推進器特性量測的技術。依推進器模組須量測的特性，建構量測所需的設備包括：推力量測平台、訊號擷取與控制系統、溫濕度控制艙及低壓推力測試艙。在氮氣推進系統下完成推進器電磁閥開啟/關閉機電特性、電磁閥開啟/保持電壓特性、電磁閥熱/冷開啟電氣特性及低壓環境下之推力等重要推進器特性量測。研發成果除將用以支援國家太空中心執行未來之自主衛星計畫外，所累積之推進次系統發展經驗可促使國內自主推進技術朝成熟發展的目標邁進。

1 前言

建立衛星推進次系統完全自主的能量是國家太空中心致力追求的目標。然而當前國際上對衛星推進次系統相關元件與技術仍採取嚴格之保護與管制措施，致使資訊無法藉由技轉的管道或文獻中獲得，也突顯自主發展衛星推進次系統的困難度。為摒除元件與技術受到國外的箝制，國家太空中心與國內研究機構共同合作開發推進次系統的關鍵元件，選擇推進器飛行模組(含電磁閥與噴嘴)為首要的研發項目之一。研發成果除可支援國家太空中心執行未來的主衛星計畫外，所累積之推進次系統發展經驗可促使國內自主推進技術朝成熟發展的目標邁進。

因應國內自主研發推進器特性量測所需，國家太空中心亦進行衛星推進器特性量測技術發展。依推進器模組須特性的量測，例如電磁閥開啟/關閉機電特性、電磁閥開啟/保持電壓特性、電磁閥熱/冷環境開啟電氣特性及低壓環境下之推力量測，建構量測所需的設備包括：推力量測平台、訊號擷取與控制系統、溫濕度控制艙及低壓推力測試艙。參考推力量測平台之設計文獻[1-3]，將推力量測平台設計成鐘擺(pendulum)式。由四條鋼片所懸吊之平台，會在推進器產生的推力下成鐘擺式的移動，再藉由荷重元(Load cell)測量產生推力。為進行即時(real time)監視氮氣推進系統之壓力、溫度、流量與控制推進器電磁閥之開關，訊號擷取與控制系統是由 LabVIEW 圖形化開發環境，搭配具嵌入式即時處理器之 CompactRIO 所開發。藉由建構一溫度控制範圍在 -40°C ~ 100°C 之溫濕度控制艙，以量測電磁閥阻值的變化對開啟電壓之影響。開發研製低壓推力測試艙，可供推力等級二牛頓以下之氣體(空氣、氮氣、氫氣)或液體(過氧化氫)推進器執行近似真空的推力測試使用。

太空中心以冷氣體(Cold Gas)推進器系統做為推進器特性量測技術開發的實驗平台，已完成氮氣推進器特性的量測，證實國家太空中心已掌握氣體式推進器性能特性量

測的技術，並計劃運用此技術能量繼續開發液體式推進器特性量測的技術。

本文綜整冷氣流推進器特性測量項目之測量環境建置、所使用的儀器設備，與各項的測量結果，對國內相關研究有興趣的同好，提供研發經驗的分享。

2 推進器特性量測設備

推進器特性量測所需使用的設備有：推力量測平台、訊號擷取與控制系統、低壓推力測試艙及溫濕度控制艙。茲將各項測試設備之特性分別描述如下。

2.1 推力測量平台

冷氣體(Cold Gas)式推進系統具有簡單、安全且可靠度高的特性，適合做為推進器特性量測技術開發的實驗平台。圖 2.1-1 為設計做為實驗平台的氮氣推進系統架構，系統包含的構件有氮氣貯存槽、裝填/卸載閥、高壓壓力感測器、調壓閥、低壓壓力感測器、流量計、熱電偶與推進器模組(電磁閥與推進噴嘴)，元件規格列於表 2.1-1。推力量測平台由元件載台、平台結構支架、懸吊鋼片與荷重元所構成。元件載台由四條長 200 mm，寬 16 mm，厚度 0.1 mm 之鋼片懸吊於平台結構支架內，系統實現照片詳如圖 2.1-2。

推力量測平台訊號擷取與控制之設計如圖 2.1-3 所示，在每次進行推力量測前須利用 10 克重(0.1 牛頓)的砝碼對平台之量測精度進行校對。當推進器之電磁閥開啟時，貯存於燃料槽之高壓氮氣經調壓閥降壓後注入至噴嘴，低速的氣體經噴嘴的收縮段與擴張段加速到超音速後由噴嘴衝出，所噴出的高速氣體因本身的反作用力使平台以鐘擺之方式位移，位移量經平台上的撞針直接傳遞至荷重計，由荷重計輸出的電壓，經由真空艙訊號引入介面送至訊號擷取與控制系統，以進行推力大小的計算及儲存。

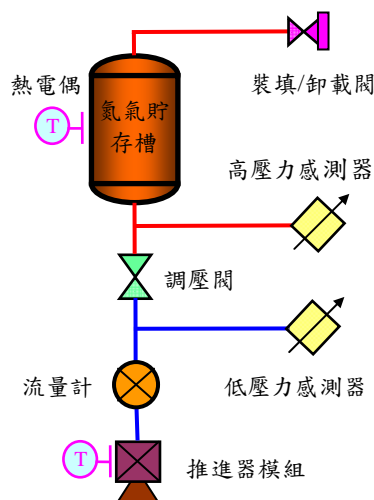


圖 2.1-1 氮氣推進系統架構

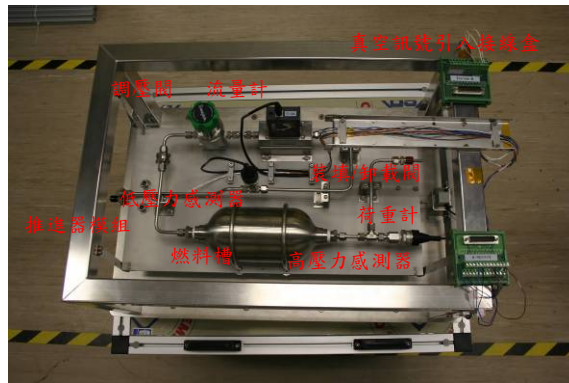


圖 2.1-2 推力量測平台

表 2.1-1 推力量測平台元件

推進系統元件	規格
燃料槽	最小體積：1000 cc 最大重量：3.4 kg 操作壓力：124 bar
調壓閥	壓力控制範圍：0~250 psi (17.2 bar) 最大入口壓力：3600 psi (248 bar)
流量計	最大壓力：125 psi (壓降小於 0.5 psi) 供給電壓：7 to 30 VDC 訊號輸出：0-10V
高壓力感測器	壓力範圍：0 - 500 psig 輸出訊號：0 to 5 VDC
低壓力感測器	壓力範圍：0 - 300 psig 輸出訊號：0 to 5 VDC
荷重計	最大荷重力：0.2 N 電橋供給電壓：1 to 2V, AC or DC
熱電偶	溫度範圍：0 - 900 °C
推進器模組	工作壓力：1.5 bar 真空推力：150 mN 供給電壓：22 to 35 VDC 電磁閥開啟時間：< 20 ms

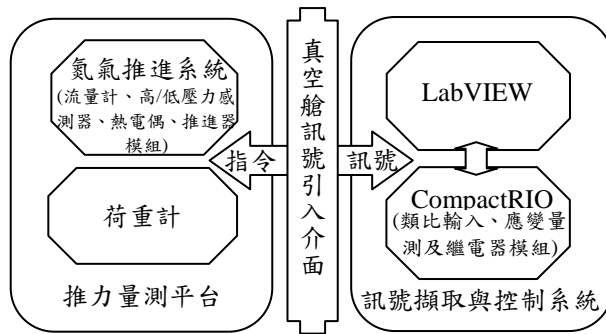


圖 2.1-3 推力量測平台訊號擷取與控制設計

2.2 訊號擷取與控制系統

為即時(real time)監視氣氣推進系統之壓力、溫度、流量與控制推進器電磁閥之開關，以 LabVIEW 圖形化開發環境搭配具嵌入式即時處理器之 CompactRIO，開發推力量測平台專用之訊號擷取與控制系統。依高/低壓力感測器、熱電偶、流量計、推進器模組及荷重計的電氣介面需求，使用之 CompactRIO I/O 模組計有類比輸入模組、應變量測模組及繼電器模組，如圖 2.2-1 所示，各模組之規格列於表 2.2-1 中 [4]。為防止電磁閥在斷電時誘生出之反電動勢損壞繼電器模組，在繼電器上並聯一飛輪二極體做為保護之機制。



圖 2.2-1 訊號擷取與控制系統之 CompactRIO 模組

表 2.2-1 訊號擷取與控制系統規格

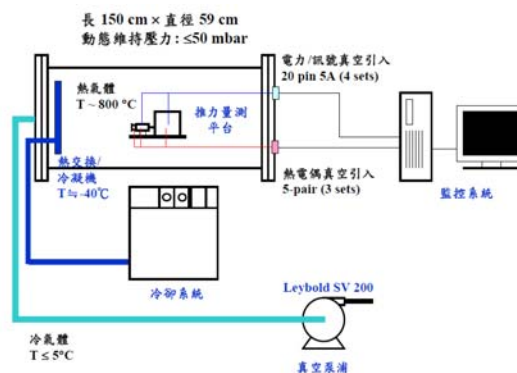
CompactRIO	規格
cRIO-9014 嵌入式即時處理器	<ul style="list-style-type: none"> ● 400 MHz 處理器、2 GB 非揮發性記憶體、128 MB DRAM 記憶體，可執行 LabVIEW Real-Time ● 10/100BASE-T 乙太網路埠 ● 雙 9 ~ 35 VDC 電源輸入
類比輸入模	<ul style="list-style-type: none"> ● 250 Vrms 通道對通道隔離

組(NI 9219)	<ul style="list-style-type: none"> ● 熱電偶、RTD、電阻、電壓，與電流量測 ● 每通道 100 S/s 取樣率的同步化輸入 (熱電偶則為每通道 50 S/s)
類比輸入模組(NI 9215)	<ul style="list-style-type: none"> ● 4 個 100 kS/s 同步取樣類比輸入 ● ± 10 VDC、16 位元解析度
應變量測模組(NI 9237)	<ul style="list-style-type: none"> ● ± 25 mV/V 類比輸入、24 位元解析度 ● 最高 50 kS/s 取樣率與 10 V 內部激發
繼電器模組(NI 9485)	<ul style="list-style-type: none"> ● 8 個固態繼電器 (SSR) 輸出 ● 60 VDC、30 Vrms 切換電壓 ● 4 個通道的每通道 1.2 A 切換電流；全部通道的每通道 750 mA 切換電流

2.3 低壓推力測試艙

為量測推進器在低壓環境下的性能，太空中心研製一低壓推力測試艙供推力等級二牛頓以下之氣體(空氣、氮氣、氫氣)或液體(過氧化氫)推進器測試使用，架構與實體如圖 2.3-1 所示。此艙具備之功能有：

1. 在推進器噴發時，可動態維持艙內壓力在 10^{-3} bar 以下，並具 PID (Proportional-Integral-Derivative，比例積分微分)真空度控制器以穩定艙內操作壓力一小時以上。
2. 可量測艙體內部壓力與溫度，壓力計量測範圍為 $1 \sim 10^{-4}$ bar，溫度計量測範圍為 $0 \sim 900^{\circ}\text{C}$ 。
3. 抽氣設備可動態維持測試艙內真空度及具備冷卻與過濾未完全反應燃料液滴和蒸氣的功能。
4. 供壓力、流量、溫度與推力訊號擷取與電源供應(最大 5A 電流)之真空艙訊號引入(Feedthrough)介面。



(a) 低壓推力測試艙架構



(b)實體

圖 2.3-1 低壓推力測試艙

2.4 溫濕度控制艙

電磁閥透過其內部的電磁線圈 (Coil) 的激磁帶動電磁鐵 (Armature Core) 關閉或開啟流道效應，會隨著電磁線圈阻值的變化而改變。為探討電磁閥阻值變化與電磁閥開啟特性之間的關係，太空中心透過現有的溫濕度控制艙，量測在推進器模組電磁閥在不同溫度(-30°C ~ 80°C)時，閥件阻值與電磁閥開啟電壓和開啟時間的影響。圖 2.4-1 為溫濕度控制艙實體，其規格列於表 2.4-1。



圖 2.4-1 溫濕度控制艙

表 2.4-1 溫濕度控制艙規格

電力需求 (電壓/電流/功率)	220V 50~60Hz/35A/7700W
外部尺寸 (寬 x 高 x 深 mm)	1180 x 1640 x 950
內部尺寸 (寬 x 高 x 深 mm)	600 x 850 x 800
溫度控制範圍	-40°C ~100°C
升溫速度	-40°C ~100°C /40min
降溫速度	20°C ~-40°C /60min
濕度控制範圍	20%~98%RH
溫度/濕度穩定度	±0.2°C/±2%RH

3 推進器特性量測結果與討論

推進器須要量測的特性包括電磁閥開啟/關閉機電特性，電磁閥開啟/保持電壓特性，電磁閥熱/冷開啟電氣特性及低壓環境下之推力量測等項目。各項特性的量測目的與結果分述如下：

3.1 電磁閥開啟/關閉機電特性

當電流流經推進器電磁閥線圈時會激磁產生一電磁力將電磁閥中之電磁鐵 (Armature Core) 自閥座上提起，使閥門打開；斷電時電磁消失，彈簧把電磁鐵壓回閥座上，閥門關閉。典型的電磁閥在開啟/關閉時所呈現之電氣特性如圖 3.1-1 所示，其中 t_o (opening time) 為電磁閥通電(power on)到完全開啟的時間，而 t_c (closing time) 為電磁閥斷電(power off)到關閉件完全關閉的時間。量測推進器開啟/關閉之機電特性可獲得電磁閥開啟/關閉之反應時間，供姿態控制次系統設計控制器時參考。量測的推進器模組為福衛五號使用之推進器驗證模組(qualification model)，其包含一組電磁閥、氣體供應接頭介面與推進噴嘴[5-6]。有鑑於衛星上提供推進器啟動之電壓會隨衛星之負載而變動，所以本研究即以電壓變異的情況下量測推進器電磁閥的開啟/關閉機電特性。圖 3.1-2 為測試架構與量測設備之建置，其中訊號擷取與控制系統自動控制電源供應器 on/off，推進器模組的阻值、溫度、電壓與電流分別經由萬用電錶、熱電偶器與示波器顯示。

測試結果於圖 3.1-3 所示。結果顯示，電磁閥完全開啟的時間 t_o 隨輸入電壓大小的變化不大，僅在較低的供應電壓下，開啟時間稍長。當輸入電壓繼續降低，將無法正常開啟電磁閥。該結果也顯示福衛五號推進器的最低啟動電壓約為 12 Volts；而電磁閥完全關閉的時間 t_c 則會隨電壓的加大而增長，此乃因為在較大電壓的情況下，電磁線圈激磁效應衰減較慢所致。

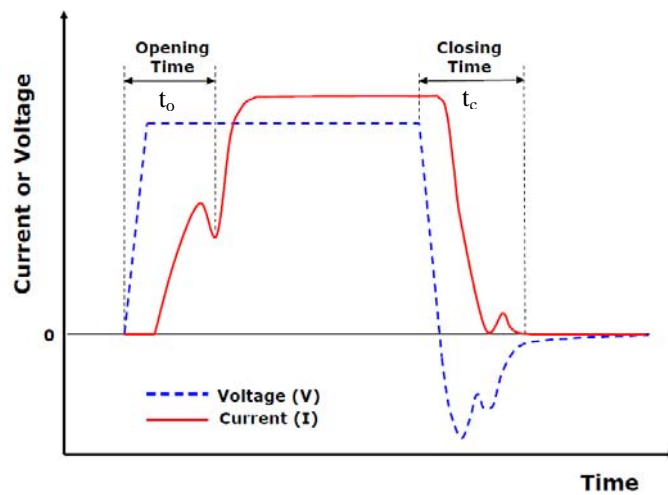
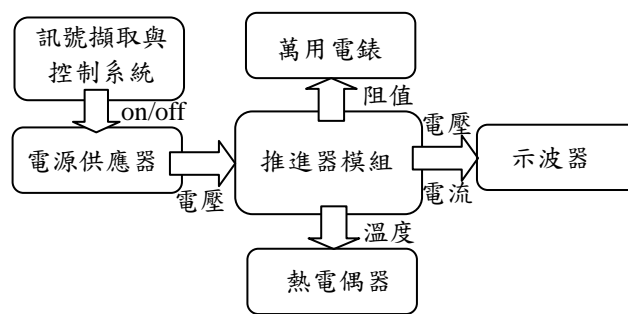
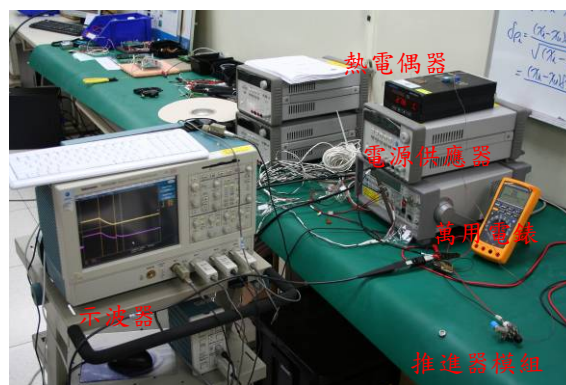


圖 3.1-1 推進器電磁閥開啟/關閉電氣特性



(a) 測試架構



(b) 量測設備之建置

圖 3.1-2 推進器電磁閥開啟/關閉機電特性量測

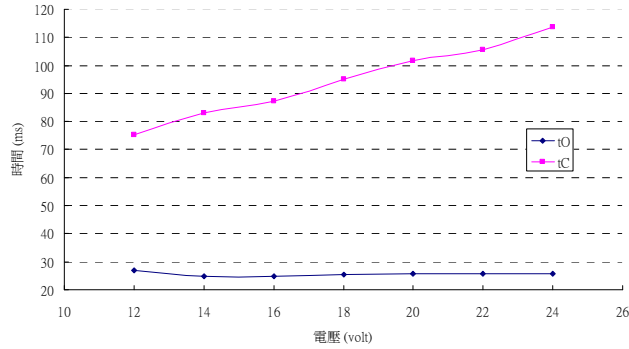


圖 3.1-3 電壓變異下推進器電磁閥開啟/關閉之反應時間

3.2 電磁閥開啟(Pull Open)/保持(Hold)電壓特性

推進器電磁閥線圈在一開始通電時所激發的電磁力需克服作用在電磁閥內部密封組件內側的氣體壓力與彈簧的預力，方能開啟電磁閥。當閥門開啟之後，推進器入口的氣體隨即進入推進器，此時密封組件下游氣體的壓力開始產生，並與上游的氣體壓力互相抵消，使得維持閥門開啟狀態的電壓需求變小。維持推進器電磁閥開啟狀態的最小電壓稱為保持(hold on)電壓。電壓需求變小不但可節省衛星的電力，同時還可減緩推進器溫度上升的速率。透過電磁閥開啟/保持電壓特性的量測即可建立入口壓力與保持電壓的關係，做為設計保持電壓之參考。測試的項目包括(i)在固定入口壓力下(2 bar 及 1 bar)可開啟推進器之最小電壓，(ii)供應固定電壓時(28 伏特)可開啟推進器之最大入口壓力。測量的結果如圖 3.2-1~圖 3.2-3 所示。由圖 3.2-1 與圖 3.2-2 可知，當入口壓力 2 bar 時，電壓低於 14 伏特便無法開啟推進器；然當入口壓力 1 bar 時，推進器最小開啟電壓可減少至 10.5 伏特。所以入口壓力愈小，可開啟推進器的最小電壓愈小。從圖中亦可發現，推進器被開啟的時間會隨供應電壓變小而增長。而圖 3.2-3 之結果則顯示，若入口壓力高於 4.3 bar 時，28 伏特的電壓就無法開啟電磁閥，並且壓力愈高開啟它的時間愈長。

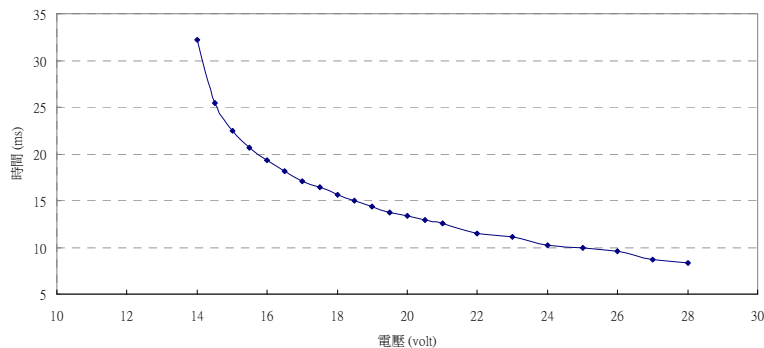


圖 3.2-1 入口壓力 2 bar 下可開啟推進器之最小電壓量測值

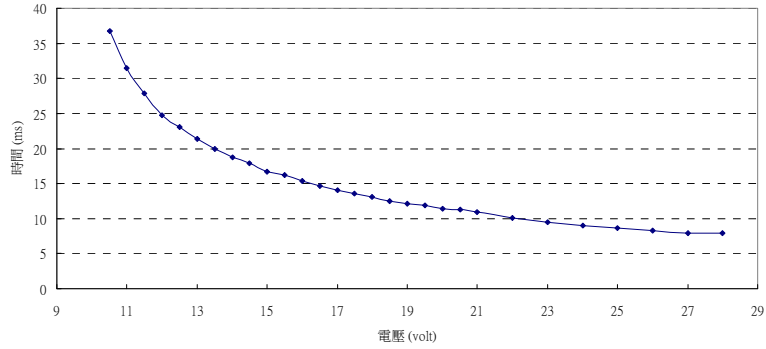


圖 3.2-2 入口壓力 1 bar 下可開啟推進器之最小電壓量測值

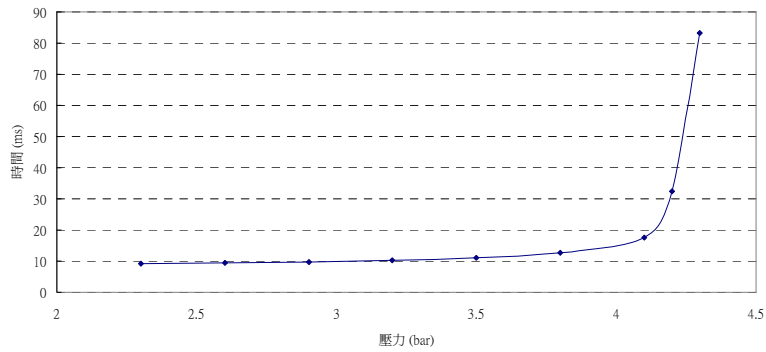
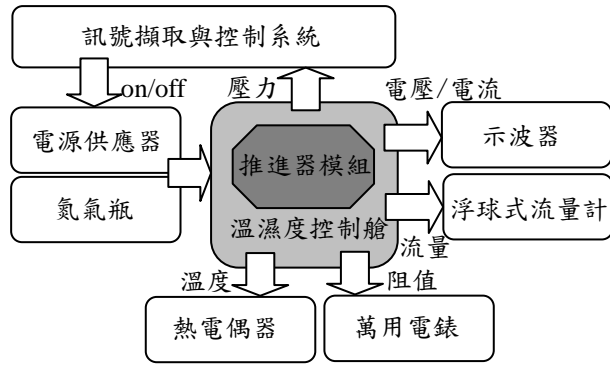


圖 3.2-3 供應電壓 28 伏特下可開啟推進器之最大入口壓力與反應時間

3.3 電磁閥熱/冷開啟電氣特性

由於電磁閥之阻值會隨環境溫度的變化而改變，當環境溫度升高，電磁閥之電阻值亦隨之增加，將導致固定電壓下通過電磁線圈的電流減少，因而降低激磁的電磁拉力。電磁閥熱/冷開啟電氣特性量測可建立電磁閥開啟與阻值、推進器壓差、溫度間之關係。圖 3.3-1 為測試架構與量測設備之建置。溫濕度控制艙控制推進器模組的溫度，由熱電偶與萬用電錶分別測量推進器模組的溫度與電磁線圈阻值。為判斷電磁閥是否開啟，利用氮氣瓶供應氣體至推進器模組，經由浮球式氣體流量計判斷電磁閥處於開啟或關閉狀態。訊號擷取與控制系統除控制電源供應器開關之外，並同時監視所供應的氣體壓力。而推進器模組開啟時之電壓與電流趨勢及變化則由示波器顯示。圖 3.3-2~圖 3.3-4 顯示量測的結果。



(a) 測試架構



(b) 量測設備之建置

圖 3.3-1 熱/冷開啟電性量測

圖 3.3-2 為電磁閥電阻及最小開啟電壓隨溫度變化的關係圖。圖中的黑色實線為電阻，符號為最小開啟電壓。實驗結果顯示電阻與溫度成正比關係，當環境溫度升高時，電阻值亦會增加，在設定的電壓下導致通過電磁線圈的電流減少而影響了電磁拉力。因此當環境溫度升高時，電磁閥開啟所需的最小啟動電壓也跟著提高。

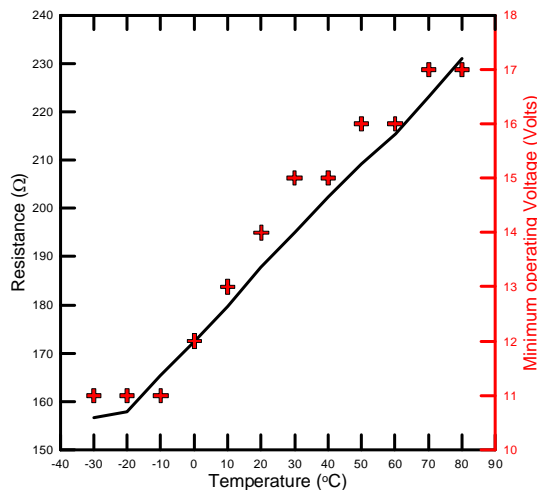


圖 3.3-2 電阻（實線）及最小開啟電壓（符號）與溫度之關係圖。

圖 3.3-3 為在不同的溫度及操作電壓組合下，電磁閥開啟時間之關係圖。圖中每條線代表的是不同溫度的測試結果。此圖提供下列資訊：(1)與圖 3.3-2 結果相同，在提供固定的操作電壓下，溫度愈高將導致電阻變大且電磁拉力變小，故電磁閥開啟時間有變長的趨勢；(2)電磁閥在固定溫度的情況下，當提供的電壓較高時(電流較大)，其產生的電磁拉力較大，開啟時間相對變小；(3)電磁閥開啟時間在硬體規格中定義需小於 20 ms，此圖亦顯示只要衛星電力系統提大於 19 伏特電壓即可滿足需求。

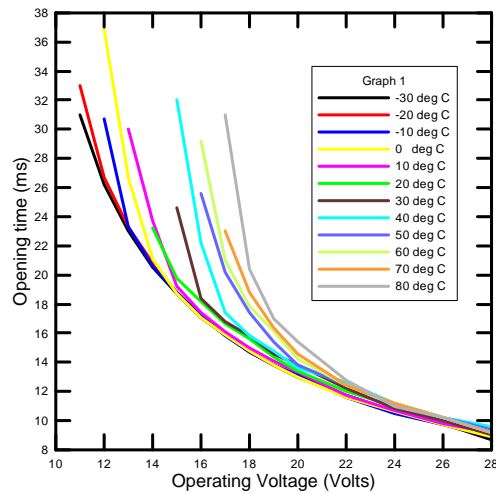


圖 3.3-3 電磁閥開啟時間與操作溫度及電壓之關係圖

除了操作溫度及電壓會影響到電磁閥的動作外，當電磁閥入口/出口壓差過大時，電磁線圈激磁所產生的拉力可能無法克服過大的氣體壓力，使得電磁閥發生無法開啟的異常狀況，推進器也因無法產生推力而導致任務失敗。所以進行不同壓差之參數測試對於衛星任務亦相當重要。圖 3.3-4 為電磁閥開啟時間在不同的壓差及溫度情況下的關係圖。相關的測量數據顯示：(1)在固定溫度的情況下，較大的電磁閥內外壓差，內側會受較大的壓力，使得電磁閥內的密封組件被推向下游，也導致電磁閥所需要的開啟時間變長，甚至無法開啟；(2)在固定壓差的情況下，溫度愈高，所需的開啟時間就愈長。然而在低溫的部份有不符合之處，在-30°C 所需開啟時間大於-10°C，其原因可能是在較低溫的情況下，影響到電磁閥內密封組件的移動的硬體間鬆緊配和差異所造成。然而，在這些測試的環境之下，此電磁閥均符合開啟時間小於 20ms 之要求。

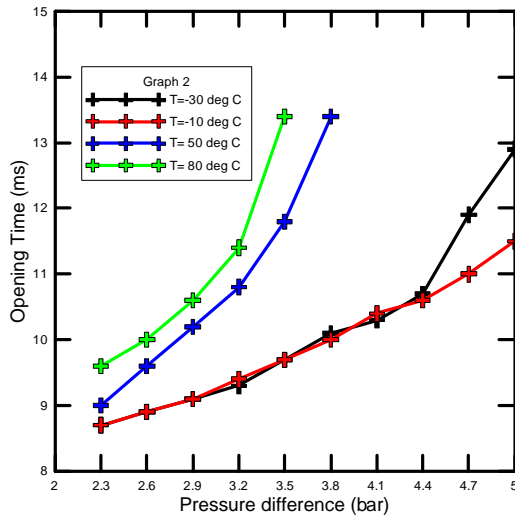


圖 3.3-4 電磁閥開啟時間與操作壓差及溫度之關係圖

電磁閥在不同的溫度下所量測到維持電壓與關閉時間的關係如圖 3.3-5 所示。由此圖可知，當維持電壓較高時，電磁線圈產生的拉力將會較大，使得電磁閥從開啟狀態轉變為關閉的時間也會較長。而在固定的維持電壓下，當溫度愈高時，由於線圈所能提供的電磁拉力變小，故電磁閥關閉時間相對也變小，這與上一個測試結果有相同的趨勢。

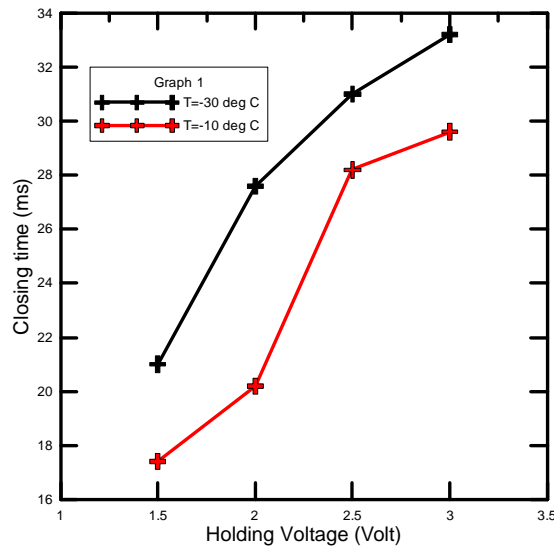


圖 3.3-5 電磁閥在不同的維持電壓下所需的關閉時間關係圖

3.4 低壓環境下之推力量測

依推進器之規格(表 2.1-1)，在真空環境下，當推進器入口壓力達到 1.5 bar 時，可以產生 150 mN 之推力。為了驗證推進器之推力是否滿足規格，本中心建置推力量測平台、訊號擷取與控制系統與低壓推力測試艙以量測推進器推力相關的特性參

數。圖 3.4-1 為低壓推力量測設備之建置。測試環境的設定與步驟為：先裝填 30 bar（相對於三十個大氣壓的壓力）之氮氣於推力量測平台之燃料槽內，再調降低壓艙內之壓力。當低壓艙內之壓力達 6.4×10^{-1} mbar 以下後即開始進行推力之量測。推力的量測分三個段階：第一階段開啟 30 秒，關閉 30 秒，連續三次。第二段階是開啟 10 秒，關閉 30 秒，連續四次。第三階段一直使開啟直到燃料槽壓力低於 2 bar 而自動關閉。訊號擷取之取樣頻率(sampling rate)為 100 Hz，量測的結果如圖 3.4-2~3.4-8 所示。圖 3.4-2 為測試過程中燃料槽壓力變化的情形，其中燃料槽之壓力曾升至 31 bar，此仍因低壓艙內壓力由 1 大氣壓降至 6.4×10^{-1} mbar 所致。推進器入口壓力在推進器開啟與關閉時的變化如圖 3.4-3 所示，因艙內壓力下降，使得入口壓力也升高約 1 bar，但經短時間的開啟推進器後，壓力即回復到預設的壓力，2.3 bar。由測量數據顯示，推進器開啟時壓力降至 1.5 bar，關閉時壓力回復到預設之停鎖壓力(lock-up pressure)，隨開啟/關閉次數的增加，停鎖壓力有逐漸上升的趨勢，造成此現象是由調壓閥的氣源壓力效應(Supply Pressure Effect)所造成。圖 3.4-4 為氮氣在推進器作動時之質量流率隨實驗操作時序的變化圖，因質量流率與壓力變化有關流程有關，所以應變的趨勢與停鎖壓力的變化趨勢相同。圖 3.4-5 和圖 3.4-6 為燃料槽與推進器的溫度變化情形。燃料槽的溫度變化不大，推進器則因電磁閥通電生熱的關係致使溫度上升。荷重計所量測到的推進器推力大小如圖 3.4-7 所示。因低壓推力測試艙之真空泵浦與冷卻系統之振動，加上荷重計之輸出訊號伴隨著雜訊，導致量測值振盪過大。消弭雜訊干擾之策略是利用移動平均(moving average) [7-8]之濾波技術，其數學表示如方程式(1)所示

$$y[i] = \frac{1}{M} \sum_{j=0}^{M-1} x[i-j] \quad (1)$$

，其中 x 為輸入訊號， y 輸出訊號， M 平均資料數。圖 3.4-8 為推力量測值在平均資料數 $M=500$ 下經移動平均所得之推力。由圖可看出實際量得之推力僅有 120 mN 左右，非規格上所描述的 150 mN；推算出推進器之比衝值(Specific Impulse)約為 62.8 秒，較推進器供應商提供的預期比衝值 65~70 秒，約少 5~10%。評估可能造成量測誤差的來源是自四條支撐推力量測平台鋼片與平台上的線束。前者無法限制平台微量的側向位移，而後者會引致平台在移動時承受作用在平台上的預力。由於靜態校正的方式無法排除此二項誤差來源，未來載台需要進行設計修改。

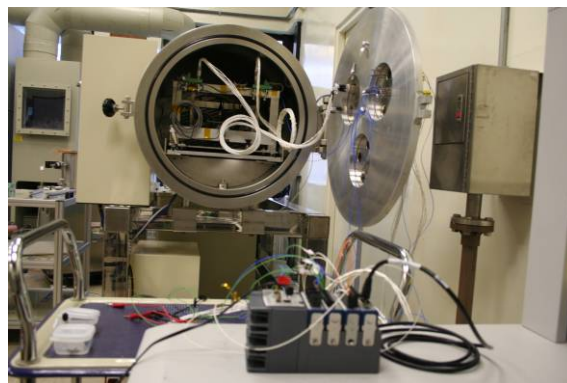


圖 3.4-1 低壓推力量測系統及設備

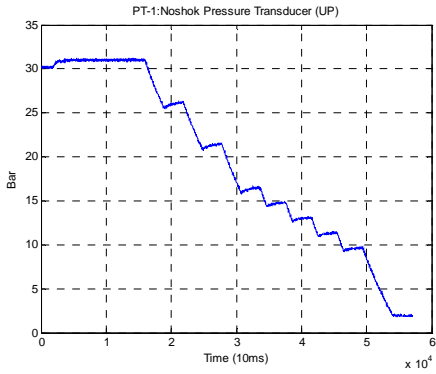


圖 3.4-2 燃料槽壓力變化趨勢

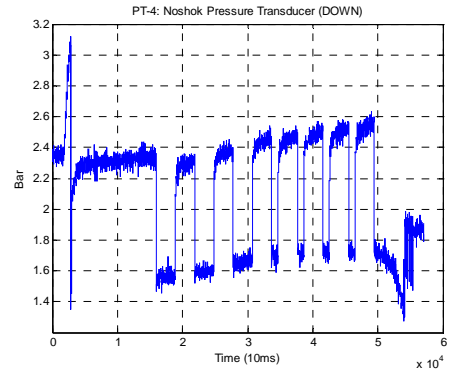


圖 3.4-3 推進器壓力變化趨勢

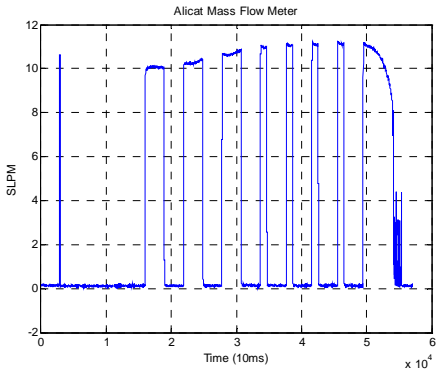


圖 3.4-4 氮氣之質量流率

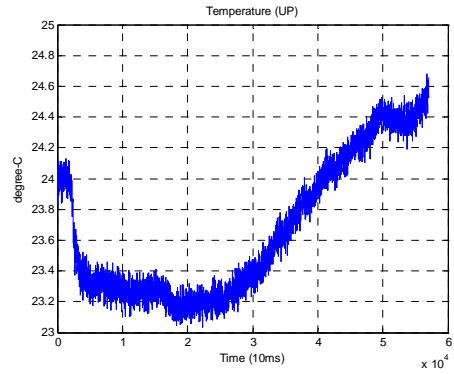


圖 3.4-5 燃料槽溫度

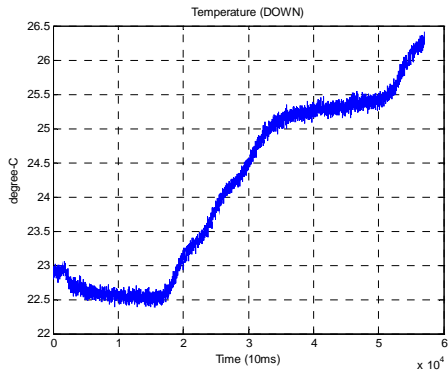


圖 3.4-6 推進器溫度

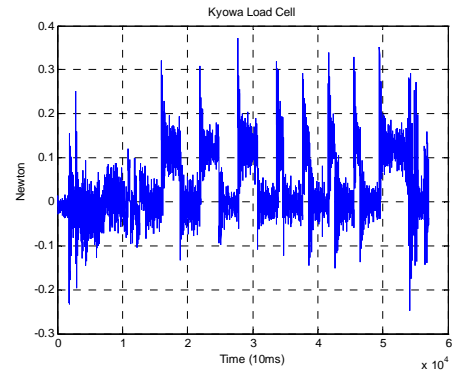


圖 3.4-7 推力量測值

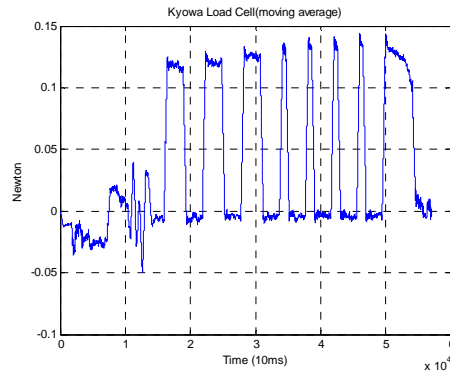


圖 3.4-8 平均資料數 $M=500$ 下所計算出之推力值

4 結論

為量測國內自主研发的推進器模組推力特性，國家太空中心建構量測所需的設備，包括推力量測平台、訊號擷取與控制系統、低壓推力測試艙及溫濕度控制艙。以氣體式推進系統做為推進器特性量測技術開發的實驗平台，完成氮氣推進器之電磁閥開啟/關閉機電特性、電磁閥開啟/保持電壓特性、電磁閥熱/冷開啟電氣特性及低壓環境下之推力量測，證實國家太空中心已初步建立衛星推進器推力特性量測的技術與能量。

由低壓環境下之推力量測中發現，以鋼片懸吊之推力量測平台在前後擺動時會有微量的側向位移，且平台上元件的線束亦會阻礙平台的擺動，導致推力量測的誤差。為解決推力量測平台側向位移的問題，將評估懸吊鋼片的材質、寬度與安裝位置是否適宜，或是以氣浮方式解決。對於線束阻礙平台擺動問題的因應之道，則考慮開發無線傳輸資料之訊號擷取與控制系統，由減少線束的數量來降低其干擾平台擺動的程。後續亦計劃以量測過氧化氫推進器之特性，繼續擴充建立液態推進器特性量測之技術。

5 參考文獻

- [1] D. Packan, J. Bonnet and S. Rocca, Thrust Measurements with the ONERA Micronewton Balance, 30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, 2007.
- [2] Y. K.C, S. J. Kang and H. R. Cho, “Development of a Micro-Thruster Impulse Measurement System Using Optical Sensors”, 22nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2008.
- [3] C. Lugini and M. Romano, “A Ballistic-Pendulum Test Stand to Characterize Small Cold-Gas Thruster Nozzles”, Acta Astronautica 64, pp. 615-625, 2009.
- [4] <http://www.ni.com/compactrio/zht/>
- [5] “FORMOSAT-5 Reaction Control Subsystem (RCS) Design Report,” FS5-RPT-0052, NSPO, 2011.
- [6] “FORMOSAT-5 Cold Gas Propulsion System Specification,” FS5-SPEC-0013,

NSPO, 2012.

- [7] A. V. Oppenheim and R. W. Schaffer, Discrete-Time Signal Processing, Second Edition, Prentice-Hall, 1999.
- [8] S. W. Smith, The Scientist and Engineer's Guide to Digital Signal Processing, Second Edition, California Technical Publishing, San Diego, California, pp. 277-284, 1999.