

氣浮式推力平台開發及應用於推進器之推力量測研究

劉修任、曾坤樟、白志剛、詹勇倫、詹永安、陳又華、郭添全*

國家實驗研究院國家太空中心

*tckuo@nspo.narl.org.tw

摘要

太空中心先前建置的懸吊式推力平台，推力量測因受推進器的推力指向誤差與線束干擾的影響，以至於推力的測量誤差過大。本文進行以氣浮滑動方式設計一組推力量測平台，並進行一牛頓等級推進器的推力測量，並以無線控制及數據傳輸方式，解決線束預力干擾載台量測的問題。本研究以一牛頓級過氧化氫推進器在此氣浮推力平台上進行連續噴發 120 秒的穩態推力特性測量，在大氣環境下，穩態推力約為 0.57 牛頓，比衝值約 113 秒；脈衝式操作進行 0.3 秒/5.0 秒、0.5 秒/5.0 秒及 1.0 秒/10.0 秒等三類開/關操作週期之實驗，在電磁閥啟動後，推進器約有 0.15 秒的建壓延遲及 0.50 秒達到推力穩定的啟動延遲，測試結果也顯示本研究所發展的氣浮平台已可直接使用於推進器的推力動態測量。

關鍵字：推力量測平台、氣浮平台、衛星推進次系統、穩態推力、脈衝推力

一、簡介與文獻回顧

衛星推進次系統提供人造衛星在軌道上進行軌道轉換及軌道維持所需要的推力，並且也可用於進行衛星的飛行姿態控制，以及卸載(unloading)反應輪(reaction wheel)動量(momentum)之用。推進次系統主要由燃料儲槽、推進器、流動控制閥件與管件、壓力與溫度監控元件所構成。燃料槽裝填衛星任務需要使用的燃料，藉由燃料供應管路及閥件控制，將燃料送達推進器以產生推力；燃料通過電磁閥注入反應艙，在觸媒床進行化學分解反應形成高溫高壓氣體，再經由噴嘴的收縮段與擴張段加速到超音速後噴出高速氣體，因氣體本身的反作用力而生成推力。藉由配置在衛星不同位置之推進器及與安排推力指向，搭配推進器間的啟動/關閉組合，推進系統可以在進行軌道高度調整期間，同步達到對衛星姿態進行控制的目的。

推進系統中產生推力的關鍵元件是推進器，但當前國際上對衛星推進系統技術與元件輸出採取嚴格的管制措施，使得推進器模組發展所需的零配組件不易取得。國家太空中心為建立自主衛星推進系統的能量，與國內研究機構共同進行推進器模組與燃料儲槽等關鍵元件的長期合作開發計畫。因應研究推進器飛行模組特性的量測需要，太空中心亦著手開發相關的技術與設備[1-2]。

推進器模組的特性研究題目之一是推力特性的探討，量測須依照推力等級的不同，建置專屬合適的推力平台(Thrust Stand)。文獻上量測微牛頓(μN)等級的推力平台，常採用扭力式(torsional style)[3-4]或是單擺式(pendulum style)[5-6]進行設計。量測數牛頓級則是使用滑軌式平台，搭配應變規荷重計(strain-gauge load cell)[7] 或壓電式(piezoelectricity)推力計[7-9]的設

計。

太空中心先前曾提出一可量測推力範圍介於 0.1 ~ 0.2 牛頓之懸吊式推力平台[1]。經實際測試時發現，推力的量測值僅達預計推力的 80%，評估造成量測誤差的來源是因平台受推進器的推力方向，因推進器組裝時的指向誤差，產生側向推力的分量；另外對於推力在 1 牛頓等級的推力測量，存在線束預力(Harness Pre-load)的潛在影響因素，而此效應無法以靜態砝碼校正的方式排除此誤差來源，因此，在探討推進器推力特性時，需要針對對原推力平台測量方式及系統設計進行適當的修改。

氣浮載台因具備有防震、高靈敏度及零摩擦力之特性，在小衛星姿態判定(determination)與控制器的測試平台[11]，以及面板輸送載台[12]等領域有非常廣泛的應用。本論文依據氣浮載台零摩擦力之特點，進行氣浮滑軌式推力量測平台的設計，搭配無線電氣介面系統，進行過氧化氫一牛頓級推進器的推力測量研究。在線性滑桿的導引下，除了可確保平台僅有單一自由度的運動，以及沒有摩擦力的影響外，同時只需要對荷重計進行獨立的校正與組裝精度控制，而無需考慮其他誤差來源。在改善訊號線束的預力問題方面，將推進系統、資料擷取與控制系統、電力供應系統及無線傳輸系統硬體均安裝在推力平台上，採用無線傳輸技術，以遠端控制模組對平台進行監控、數據收集與數據處理等工作。在推力的量測介面，使用荷重計由應變規變形的程度決定推力值，所發展的氣浮平台在搭配不同推力量測範圍的荷重計後，即可彈性調整不同等級推進器的推力測量，擴大氣浮平台之應用範圍。

二、推力量測平台設計

2.1 懸吊式推力量測平台

文獻[1]所提出之懸吊式推力量測平台，推進系統是架設在四條鋼片所懸吊之載台上，量測推力用的荷重元是安裝於台架正對於推進器。圖 1 是懸吊式推力量測平台置入真空艙進行脈衝式操作時的一組推力測量數據。測試結果顯示在推進器開始啟動前，平台即受到外部真空馬達與艙體聯結真空管路系統的震動現象影響，荷重計訊號無法達到穩定的狀態，一方面荷重計不容易歸零，另一方面在進行測試期間，也難以判別推力是否達到原有設計的推力等級。

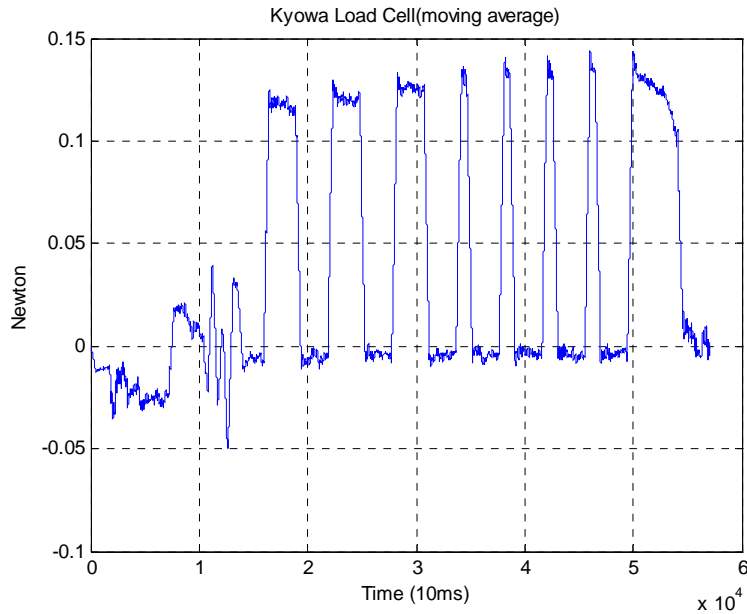


圖 1 懸吊式推力量測平台推力量測數據

2.2 氣浮式推力量測平台

懸吊式推力量測平台的動態測量誤差源，無法經由靜態砝碼校正的方式確認，為精確量測推力的數據，需要針對推力平台進行設計修改。氣浮平台設計在線性滑桿的導引下，側向的推力可以透過氣浮系統的機械介面消除，平台可確保僅有單一自由度的運動。推進系統、資料擷取與控制電腦安裝在平台上，透過無線傳輸介面，由遠端的控制系統發送對平台的監控指令與記錄擷取的數據訊號，亦可克服線束預力問題。圖 2 為氣浮推力平台之設計構型，由氣浮平台模組、推力量測模組與推進系統及資料擷取與控制系統等三個模組所組合而成。各模組之特性分別描述於後。

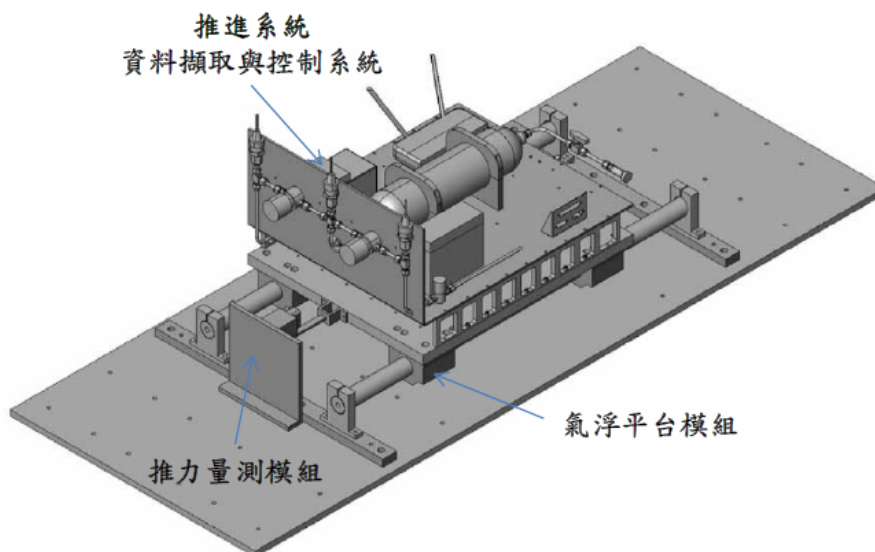


圖 2 氣浮推力平台之構型

2.2.1 氣浮平台模組

氣浮平台模組是由氣浮軸襯(air bushing)、軸襯座、線性滑桿、滑桿支座、滑桿底座、承載台及平台底板所組成，如圖 3 所示。滑桿底座及平台底板上佈有彈性調整滑桿長度及跨距的螺絲孔位，可因應不同長度與跨距的線性滑桿使用。線性滑桿的最大尺寸為 $\Phi 40\text{ mm} \times 1700\text{ mm}$ ，最大跨距 600 mm。透過提供氣源到氣浮軸襯座，通過氣浮軸襯的多孔性材料後，氣體均勻地排放到與線性滑桿表面，在線性滑桿與氣浮軸襯間形成約 $50\mu\text{m}$ 間距的氣膜，以達到氣浮的功能，選用的四組氣浮軸襯可承載的最大荷重為 240 公斤；氣浮平台需要供應的氣體由推進系統的氣體貯存槽提供，其壓力與氣體消耗量分別是 40~100 psi 和 28~40 NLPM(Normal Liter Per Minute)。

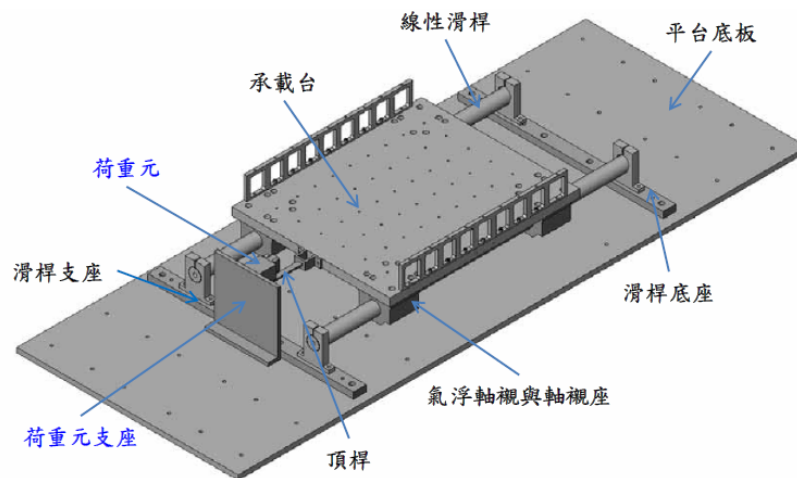


圖 3 氣浮平台模組與推力量測模組

2.2.2 推力量測模組

推力量測模組包含荷重元(或荷重計)與荷重元支座。荷重元為將機械力轉換成電子訊號的傳感器[13]，包含應變規和惠司敦電橋 (Wheatstone bridge) 電路。應變規受力伸縮時，其金屬物質電阻值隨之產生變化，經惠司敦電橋電路將應變量所造成細微的電阻變化，轉成可量測之電壓訊號，再透過資料擷取與控制系統處理後，可計算出在應變規上作用力的大小。推力量測模組之設計亦如圖 3 所示，在進行量測前，頂桿將對荷重元施以微幅預力(約 0.1 牛頓)，在輸出訊號達到穩定之後，將其輸出進行歸零，隨後啟動推進器，在推力的驅動下，承載台會隨線性滑桿的導引朝推力的方向運動，由於沒有受到摩擦力的影響，氣浮平台不會損耗所產生的推力，故推力會經由頂桿直接傳遞至荷重元，並由應變規變形的程度決定推進器的推力值。

2.2.3 推進系統及資料擷取與控制系統

推進測試系統構型顯示於圖 4 中。推進測試系統中所使用的元件，包含裝填/卸載閥(Fill and

Drain Valve, FDV)、氮氣貯氣槽(GN₂ Tank)、過氧化氫燃料槽(H₂O₂ Propellant Tank)、高壓力感測器(High Pressure Transducer, HPT)、二個調壓閥(Pressure Regulator, PR)與兩組低壓力感測器(Low Pressure Transducer, LPT)、推進器模組(Thruster)、以及位於推進器噴嘴上流的壓力感知器與熱電偶(Thermocouple)，規格詳列於表 1。

考量氣浮平台與過氧化氫儲槽均有氣體供應的需求，在平台空間與承載重量的限制下，推進測試系統設計由同一貯氣槽提供氣源，透過系統所配備的兩組調壓閥，可分別將貯氣槽內的高壓氣體，調整壓力到推進系統與氣浮平台所需的壓力等級。連接到過氧化氫模組（由成功大學航空太空科技研究中心，以下簡稱航太中心）的管路部分，提供約 170 psi 的壓力源到過氧化氫燃料儲槽，作為驅動過氧化氫流動的動力；而連接到氣浮平台軸襯座的管路部分，則提供約 50-70 psi 的氣體，作為平台產生氣浮功能之用，此部分的氣體屬消耗性的需求，所以將會限制氣浮平台的操作時間，當壓力填充到 900 psi (約 61.2 bar)時，系統可以連續操作約 4-5 分鐘。

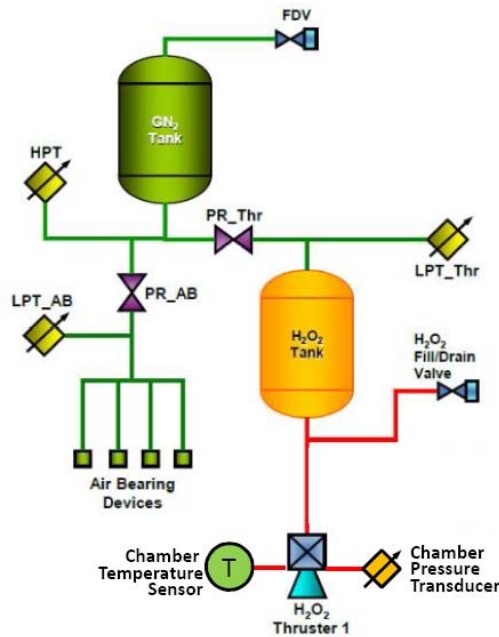


圖 4 推進測試系統構型

表 1 推力平台元件規格

| 推力平台元件 | 規格 |
|--------|---|
| 貯氣槽 | 體積：2250 毫升 重量：5.9 kg 操作壓力：2000 psi |
| 調壓閥 1 | 壓力控制範圍：0 ~ 220 psi |
| 調壓閥 2 | 壓力控制範圍：0 ~ 400 psi |
| 高壓力感測器 | 壓力範圍：0 ~ 1500 psig 供應電源：8 ~ 30 Vdc 輸出訊號：0 ~ 5 Vdc |

| | |
|----------|--|
| 低壓力感測器 1 | 壓力範圍：0 ~ 300 psig 供應電源：8 ~ 30 Vdc 輸出訊號：0 ~ 5 Vdc |
| 低壓力感測器 2 | 壓力範圍：0 ~ 100 psig 供應電源：8 ~ 30 Vdc 輸出訊號：0 ~ 5 Vdc |
| 推進器模組 | 推力：0.15 ~ 1 N 供給電壓：12 ~ 24 Vdc 開啟時間：< 100 ms |
| 噴嘴壓力感測器 | 壓力範圍：0 ~ 200 psig 供應電源：8 ~ 30 Vdc 輸出訊號：0 ~ 5 Vdc |
| 熱電偶 | T-type，溫度範圍：-200 ~ 350 °C |

另外，依推進系統元件的電氣特性及即時(real time) 監控與無線資料傳輸的操作需求，本研究建構的推力平台之資料擷取與控制系統，採用 LabVIEW 圖形化開發環境，搭配 CompactRIO 即時處理器，以監控推進測試平台之壓力、溫度、控制電磁閥開關與量測推進器的推力。圖 5 為推力平台之電氣訊號介面設計方塊圖，資料擷取與控制系統所使用的介面計有類比輸入模組、通用類比輸入模組、應變量測模組及繼電器模組，各模組之規格列於表 2。

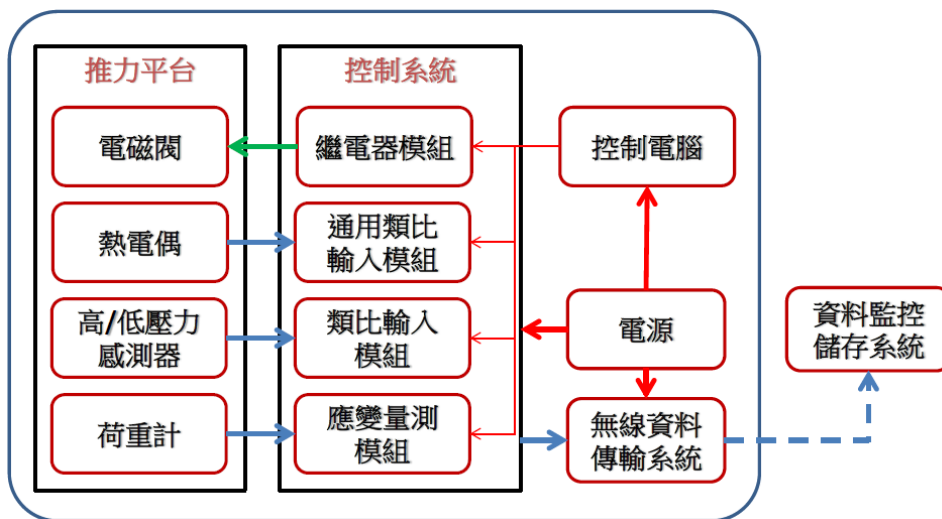


圖 5 電氣訊號介面設計

表 2 資料擷取與控制系統規格

| CompactRIO 系統 | 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 |
| 通用類比輸入模組 (NI 9219) | <ul style="list-style-type: none"> ● 250 Vrms 通道對通道隔離 ● 熱電偶、RTD、電阻、電壓，與電流量測 |

| | |
|------------------|---|
| | <ul style="list-style-type: none"> ● 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 |

為克服訊號線束的預力問題，將推進測試系統、資料擷取與控制系統、供應系統之電力及無線基地台均安裝在推力平台上(如圖 6 為所示)，使用無線傳輸技術監控平台上所有的感測器訊號，可完全免除訊號線束與監控系統間之聯結。搭載於氣浮測試平台線性滑桿上可移動的模組元件總值量約為 54 公斤，按所設計的推進器在大氣環境下的推力等級，平台在進行測試時將產生約 0.011 m/s^2 的加速度，相對於線性滑桿有效的移動長度，最大的運動速度約僅有 0.15 m/s ，因此載台在執行測試時，相對運動所產生的空氣阻力可以忽略不計。

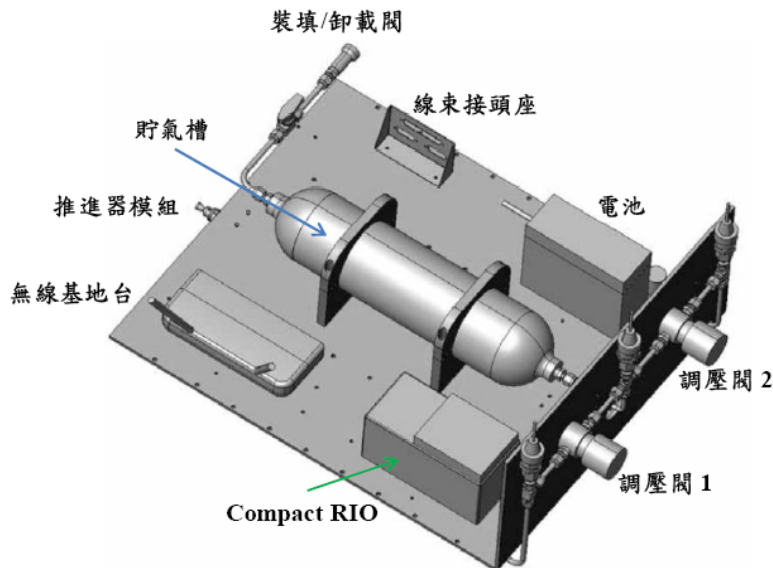


圖 6 推進測試系統和資料擷取與控制系統元件佈置

三、推進器推力特性測量

衛星推進系統在軌道上執行軌道任務操作，主要以連續模式或脈衝模式提供衛星推進的功能。連續模式主要用於軌道轉換操作或是需要長時間操作的任務需求，推進系統的推進器配對是以關閉調節(Off-Modulation)達成衛星姿態調整，亦即正常情況下所有的推進器處於啟動狀態，當姿態需要進行調節時，關閉對應的推進器。相對的操作是啟動調節(On-Modulation)，也就是正常情況下推進系統所有的推進器均關閉，當衛星姿態需要調整時再啟動對應的推進器，此類操作主要是以脈衝模式進行。

3.1 連續操作模式

氣浮推力量測平台組裝完成後，與成功大學航太究中心之的過氧化氫推進模組結合，進行連續模式操作實驗持續點火 120 秒，期間同時監控推進系統的壓力與溫度，以及記錄流量與推力的實驗數據，由此推導推進器的比衝值(Specific Impulse, Isp)。圖 7 為燃料槽壓力、推進器艙壓及推進器艙溫的變化圖；圖 8 則是推力和比衝值隨噴發時間的變化圖。雖然圖 7 顯示推進器在艙壓及艙溫從啟動到穩定之間大約分別有 28 秒及 9 秒的延遲，但圖 8 中的推力數據很快就達到穩定(0.57 牛頓左右)，流量數據在操作期間並沒有太大的變異，因此比衝值穩定於 113 秒。

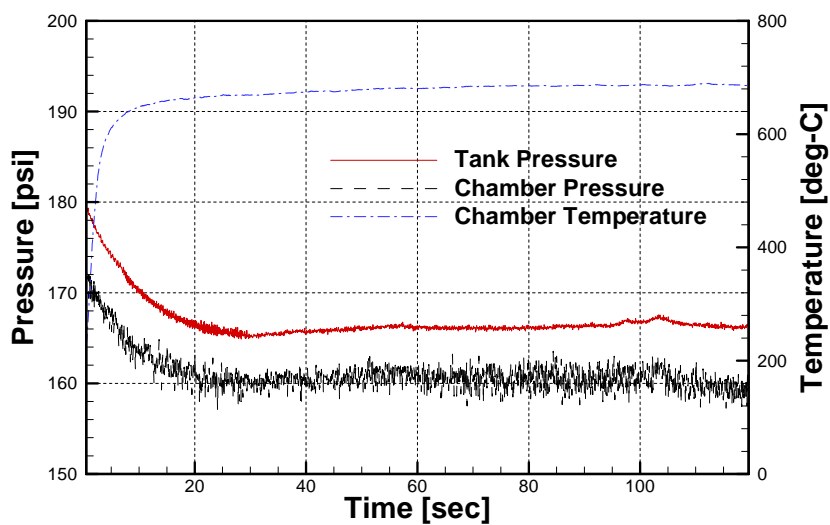


圖 7 過氧化氫推進器進行連續模式操作之壓力與溫度測試數據

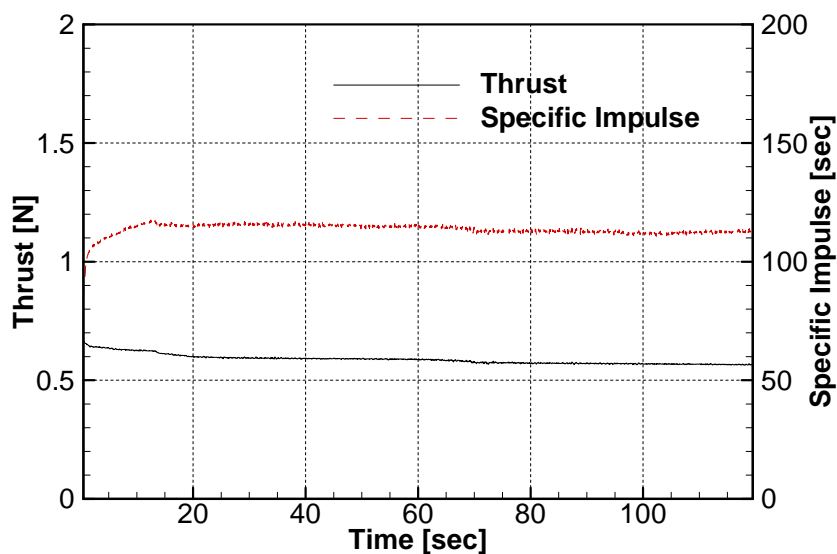


圖 8 過氧化氫推進器進行連續模式操作之推力與比衝值測試數據

現有之推進器雖是以艙壓 150 psi、艙溫 700°C、真空推力為一牛頓為設計基準來進行喉部

尺寸計算，但實際之推力數值僅達設計值的 57%，其主要原因在於目前的測試仍在大氣環境下進行，同時實驗後發現可能有觸媒材料沉積於喉部的現象發生，因而造成喉部面積變小，導致推力數據偏低無法與分析結果一致，後續解決方案包括進行真空推力測量，以及確定噴嘴喉部面積變異原因討。

3.2 脈衝操作模式

本文規畫透過不同的開關週期，來探討現有推進器設計在脈衝模式下的操作特性。實驗分別就 0.3 秒/5.0 秒、0.5 秒/5.0 秒及 1.0 秒/10.0 秒等三類開/關操作模式進行量測，圖 9 和圖 10 分別是推進器艙壓和推力的實驗數據（0.3 秒/5.0 秒共有 18 組數據、0.5 秒/5.0 秒有 9 組、1.0 秒/10.0 秒有 4 組）。在三種實驗條件下，艙壓建壓情況均正確反映出各自的開啟/關閉時間長度，同時艙壓在建壓過程中，發現約有 0.15 秒的啟動延遲；同樣的現象也發生在電磁閥關閉的情況，亦即在反應停止後，推力衰減至零也約有 0.15 秒的延遲時間。評估其延遲原因，應包含電磁閥開啟時間（約 20ms）、燃料由電磁閥出口端流動到觸媒床的時間、燃料的分解反應時間以及觸媒床殘存燃料滯留時間等因素而造成時間的延遲。

推力在電磁閥啟動後，圖 10 顯示推力數據會產生一個高峯值，然後下降到 0.55 牛頓左右，並且之後就穩定在此數值附近，推力的高峯值應該是目前推進器中的燃料噴注器設計尚未達到最佳化設計，使得當電磁閥在啟動時，推進器上下游壓差過大，導致啟動後過多的燃料注入觸媒床，燃料因而產生過度的分解反應，使得壓力數值高於穩定值，隨後燃料流量調節至穩定狀態後，推力也逐漸達到穩定的數值，由電磁閥開始啟動($t=0$)到推力穩定間的延遲時間總共約有 0.5 秒。圖 10 也可以看到，當脈衝模式開啟時間較長(0.5 秒與 1.0 秒)的實驗情況下，在電磁閥啟動期間的後期，推力達到穩定的數值，此數值與連續模式的推力等級相當。

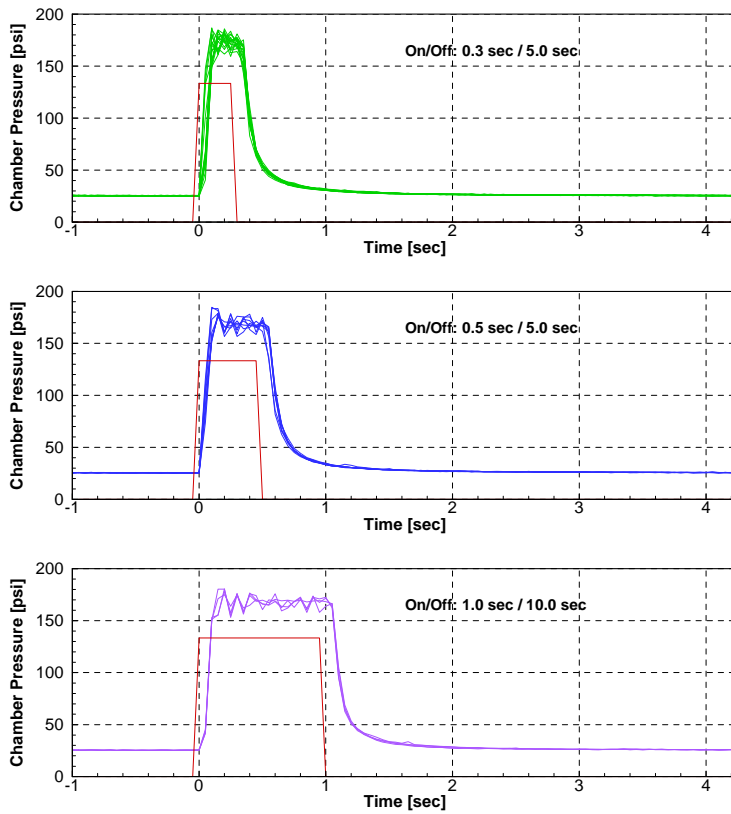


圖 9 過氧化氫推進器進行三種脈衝模式操作之壓力測試數據

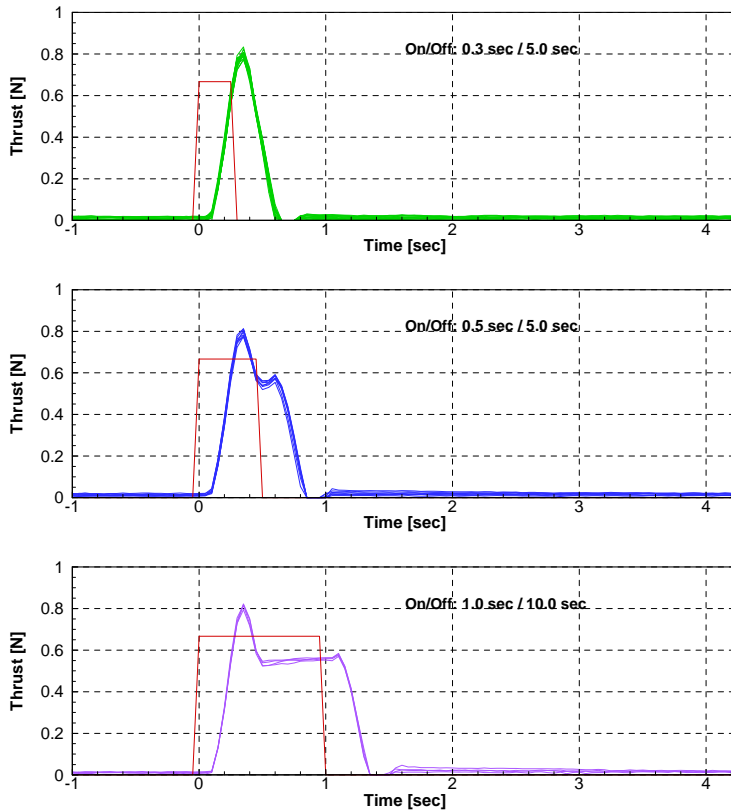


圖 10 過氧化氫推進器進行三種脈衝模式操作之推力測試數據

四、結論

本研究已成功發展一組以氣浮系統搭配無線傳輸方式的氣浮推力平台，可克服推進器對載台推力側向分量及線束預力對於測量實驗的干擾；透過變更荷重元的應力量測範圍，可提供進行不同推力等級推進器的推力特性測量環境；搭載系統總質量上限可達 240 公斤；此氣浮推力平台可以連續進行連續模式及脈衝模式操作約 5 分鐘的推力測量實驗。

本研究以一組過氧化氫一牛頓級推進器的推進系統搭載於此氣浮平台，進行在大氣環境下連續噴發 120 秒的穩態推力特性，其穩定推力為 0.57 牛頓，比衝值約 113 秒；而在脈衝模式下進行 0.3 秒/5.0 秒、0.5 秒/5.0 秒及 1.0 秒/10.0 秒等三類開/關週期之實驗操作，當啟動電磁閥操作後，推進器約有 0.15 秒的建壓延遲及 0.50 秒的啟動延遲，測試結果顯示本研究所發展的氣浮平台可適用於未來太空中心規劃的推進器推力動態測量實驗。

致謝

本研究進行測試期間，蒙國立成功大學航空太空科技研究中心趙怡欽教授、許紘瑋博士、陳建安先生及衛星推進實驗室團隊提供過氧化氫推進器模組組裝、燃料置備與測試支援，特致忱謝。

參考文獻

- [1] 劉修任、曾坤樟、詹勇倫、白志剛、郭添全, “衛星推進器特性量測技術發展,” 中華民國航空太空學會會刊, 第四十二卷 第二期。
- [2] 劉修任、白志剛、郭添全、曾坤樟、詹勇倫, “氣浮式平台應用於推力量測之設計,” 2012 中華民國航太學會學術研討會, 新竹, 12/15, 2012。
- [3] Koizumi, H., Komurasaki, K., and Arakawa, Y., ” Development of Thrust Stand for Low Impulse Measurement from Microthrusters”, Review of Scientific Instruments, Vol. 75, pp 3185-3190, 2004.
- [4] Yang, Y. X., Tu, L. C., Yang, S. Q., and Luo, J.,”A Torsion Balance for Impulse and Thrust Measurements of Micro-Newton Thrusters”, Review of Scientific Instruments, Vol. 83, pp 1-7, 2012.
- [5] Polzin, K. A., Markusic, T. E., Stanojev, B. J., DeHoyos, A., and Spaun, B., “Thrsut Stand for Electric Ppropulsion Performance Evaluation”, Review of Scientific Instruments, Vol. 77, pp 1-9, 2006.
- [6] Lugini, C., and Romano, M., “A Ballistic-Pendulum Test Stand to Characterize Small Cold-Gas Thruster Nozzles”, Acta Astronautica, Vol. 64, pp 615-625, 2009.
- [7] de Lucena, S.E., de Aquino, M.G.S., and Caporalli-Filho, A., “A Load Cell for Grain-Propelled Ballistic Rocket Thrust Measurement,” Instrumentation and Measurement Technology Conference, pp 1767-1772, 2005.
- [8] Gao, C. Y., and Sun, B. Y., “Investigation of the Piezoelectric Thrust Test Stand for Rocket Engine”, IET Sci. Meas. Technol., Vol. 3, Iss. 6, pp 395-402, 2009.
- [9] Zhang, J., Sun, Y., Ren, Z., and Liu, Y., “Research on the Measurement of Thrust Vector for a

- Liquid-Propellant Rocket Motor Based on Piezoelectric Quartz”, International Conference on Measuring Technology and Mechatronics Automation, pp 338-341, 2009.
- [10] Xing, Q., Zhang, J., Qian, M., Jia, Z. Y., and Sun, B. Y., “Thrust Stand for Low-Thrust Liquid Pulsed Rocket Engines”, Review of Scientific Instruments, Vol. 81, pp 1-7, 2010.
- [11] Prado1, J., Bisiacchi,G., Reyes, L., Vicente, E., Contreras, F., Mesinas, M., and Juárez, A., “Three-Axis Air-Bearing Based Platform for Small Satellite Attitude Determination and Control Simulation”, Journal of Applied Research and Technology, Vol. 3 No. 3, 2005.
- [12] Chung, M. J, “Development of High Precision Linear Transfer Platform using Air Floating System for Flat Panel Display Production and Inspection Process”, International Journal of Engineering and Industries Vol. 2, No. 2, 2011
- [13] 荷重元或壓力傳感器量測的方法, <http://www.ni.com/white-paper/7138/zht>