

應用於微衛星的電力推進系統介紹

Introduction to Electric Propulsion System Applied Small Satellites

李約亨、劉勝文、黃丙翰

Yueh-Heng Li, Sheng-Wen Liu, Ping-Han Huang

得益於小型衛星發射成本的大幅降低，多國政府與大量民間廠商投入開發，使得近年來低軌道衛星通訊快速發展。低軌道衛星通訊係部署大量小型衛星於低地球軌道形成星座提高覆蓋率，具有低延遲、高寬頻的特性。為滿足小型衛星在軌道上的姿態控制與軌道控制需求，對應的推進器系統發展需求應運而生。電力推進器的一種，具有高比衝值、高推力電力比等優勢，可以提供小型衛星任務所需的速度變化 (Δv)，被廣泛應用於各國的小型衛星。

Thanks to a significant reduction in the cost of launching small satellites, various governments and numerous private companies have invested in development, leading to the rapid growth of low Earth orbit satellite communication in recent years. Low Earth orbit satellite communication involves deploying a large number of small satellites in low Earth orbit to form constellations, increasing coverage with characteristics such as low latency and high bandwidth. To meet the attitude control and orbit control requirements of small satellites in orbit, the corresponding propulsion system development needs have emerged. One type of electric propulsion system, with advantages such as high specific impulse and high thrust-to-power ratio, can provide the necessary velocity changes (Δv) for small satellite missions and is widely used in small satellites around the world.

一、小型衛星 (small satellite) 推進器的發展需求

近年來，隨著發射成本的降低和電子元件的小型化，100–500 kg 等級的低軌道小型衛星發射量大幅增加，以建立衛星通訊網絡。如美國 SpaceX 的星鏈計畫和英國 OneWeb 的低軌道通訊衛星部署，小型衛星發射數量逐年上升。伴隨而來的是相關衛星次系統模組市場的擴大化，相較於傳統客製化規格，通用型或應用範圍較廣的次系統可藉由大量生產方式降低成本，增加商業化應用的效益。

推進系統通常應用於衛星的姿態控制和軌道控制二大任務分類，其中由於姿態控制系

統 (attitude determination and control system, ADCS) 主要目的在調整衛星的三個姿態軸轉向，以便修正衛星通訊、照相、光照等的需求角度，因此應用推進器作為姿態控制的執行器 (actuator) 時，所需最小量為 6 組 (每個姿態軸 2 組)，依據衛星尺寸和系統設計上的冗餘度 (redundancy) 通常使用 8–28 組。應用推進系統於姿態控制系統的成本過高，需要消耗大量功率和燃料，因此通常僅使用反作用輪 (reaction wheel) 和磁轉矩 (magnetic torque) 進行。

軌道控制的目的是在於修正衛星的任務軌道，包括軌道機動 (入軌修正、軌道變換，特別是部屬星群任務、閃避障礙物等任務)、軌道維持 (抵抗大氣阻力、輻射壓、潮汐力等因素造成的軌道變化)、脫離軌道 (進行報廢除役衛星)。軌道控制能力為推進系統的一大優勢，且軌道控制能力直接攸關於衛星任務的執行能力和生命週期，此外脫軌能力也是近年來被著重的一項重要議題，因此，本研究團隊擬發展的推進系統以應用於衛星軌道控制方面為前提進行考量。以下將特別針對推進器相關的各項任務進行重要性、功能性說明。

1. 軌道機動 (Orbit maneuvers)

多數小型衛星部署時需要考慮入軌修正的問題，因為在單一運載火箭攜帶大量衛星的情況下，無法準確將所有衛星送入預定運轉軌道。另外，低軌衛星星群部屬，低地球軌道至地球同步軌道的高度變換，閃避軌道上障礙物等涉及軌道調整的任務即為軌道機動。通常來說，軌道機動所需時間會短於軌道的運動週期，在此情況下，單位質量總比衝 (total impulse, change in momentum) 可以被視為速度變化 (Δv)。速度變化被視為衡量衛星進行機動能力的指標，根據牛頓第二運動定律可以寫作式 (1)，其中 T 為推進器推力， m 為衛星質量， Δt 為機動時間。在推力固定且燃料有限的情況下，總速度變化量 (total Δv) 對於衛星而言是固定的。考量多數軌道機動包含了位面轉換 (plane change) 和高度變化的兩種組合，稱為組合機動 (combined maneuvers)，所需的速度變化如式 (2) 所示⁽¹⁾。假設從 Cape Canaveral 發射，從 300 公里軌道高度轉換至 500 km，相位轉換 53 度，所需 $\Delta v = 6.84$ km/s。

$$\Delta v = \frac{T}{m} \Delta t \quad (1)$$

$$\Delta v^2 = v_1^2 + v_2^2 - 2v_1v_2 \cos \Delta i, v_n = \sqrt{\frac{u}{r_n}} \quad (2)$$

2. 軌道維持 (Station-keeping)

任務中為了使主要酬載任務不受干擾，除了必須維持衛星姿態的穩定性外，另一項即是軌道的穩定性。軌道面會隨著外界干擾因素如大氣阻力、太陽輻射壓、地球扁平率的影響，而產生軌道高度、相位、進動、軌道面角度等發生變化，進而影響衛星任務覆蓋面或與地面站間的通訊，甚至降低衛星使用壽命，因此必須利用推進器進行修正，亦即軌道維持。在上述干擾因素中，主要影響本次推進器鎖定之低軌道 (low earth orbit, LEO) 小型衛星的因素為大氣阻力，大氣阻力的作用方向必然與衛星行進方向相反，意味著阻力會造成衛星動能減少並降低軌道高度，在無推進系統輔助下，運行於低軌道的小型衛星受到大氣阻力的累積效應，軌道高度逐步降低，最終會再次進入大氣層而造成衛星壽命終止。為了預測實際作用於小型衛星的大氣阻力，低軌道高度的大氣密度分布至關重要，最常見的預測方式為使用 NRLMSIS 經驗模型進行預測，以獲得軌道高度對應的大氣層參數⁽²⁾。作用於小型衛星上的大氣阻力為：

$$F_D = \frac{1}{2} \rho V^2 f A C_D \quad (3)$$

其中 ρ 為 NRLMSIS 經驗模型計算之大氣密度、 V 為小型衛星軌道速度、 A 為阻力作用面積、 f 為緯度修正項、 C_D 為阻力係數，根據氣體和作用面的作用，在衛星設計上通常為 2 到 4。考慮公式 (3) 所計算之大氣阻力，推進器之選擇必須考量克服所在軌道高度下的大氣阻力所需的推力和燃料的使用需求。以 TechSat21 計畫為例，在 600 km 低軌道運行下，在軌道維持上平均每年所需要的 Δv 約為 40 m/s。

3. 脫軌與複進入

隨著近年來低軌道衛星星群的大量發射，發射火箭殘骸和退役衛星脫離軌道的問題也日益受到重視。NASA 對軌道上殘骸碎片和衛星的統計表明，在地球靜止軌道 (geostationary orbit, GEO) 到低地球軌道 (LEO) 之間，存在直徑 10 cm 的物體高達 500,000 個、直徑大於 10 cm 以上的物體高達 25,000 個，而 11,370 顆進入軌道的衛星中，僅有 35% 仍在運行，但高達 60% 的衛星在失去功能後仍然停留在軌道上⁽³⁾。為了處理日益嚴重的太空碎片問題，避免碰撞的發生，美國聯邦通訊委員會提出新的規定，對美國許可和要進入美國市場的衛星須具備脫軌能力，並將原本 25 年的脫軌年限降低至 5 年內必須完成脫軌或進入 300 km 的墓地軌道 (graveyard orbit)。因此，攜帶推進器使衛星具備主動脫軌能力顯得越發重要⁽³⁾。

為了確保現役衛星的安全與永續經營，攜帶推進器的退役衛星通常保留部分推進劑以供脫離現有軌道使用，具體上的方法有二⁽⁴⁾：針對 35,786 km 地球靜止軌道的衛星可運行至 300 km 外側的墓地軌道，所需要的速度變化量 Δv 約為 11 m/s。針對低空軌道的衛星則利用減速脫軌方式降低軌道高度，並利用低高度軌道下的地球大氣進行被動衰減，最終進入地球大氣層 (通常會於高空中燒毀)，所需要的速度變化量 Δv 依據原有軌道高度而異，以 500 km 太陽同步軌道高度而言約為 100–200 m/s，此一減速脫軌方式又稱為任務後處置 (post-mission disposal)，範例如 2007 年的 TechSat21，在最後的脫軌任務，就需 120 m/s 的脫軌減速度。

4. 減滾、姿態控制與動量卸載

衛星在脫離運載火箭後可能會發生高速旋轉，必須藉由減滾使衛星保持安定姿態，在衛星保持安定前無法開展太陽能板、無法通訊，必須藉由衛星本體預載程式與相關次系統進行，且由於太陽能板暫時無法運作，僅能由電池的有限電力達成，因此任務上要求減滾必須在短時間內完成 (通常在數分鐘等級)。減滾手段可依靠衛星上的反作用輪 (reaction wheel)、磁轉矩 (magnetic torque)、推進器等方式進行，考量到減滾過程的時效性和有限的電力資源，反作用輪是最佳手段，且反作用輪亦可應用於快速姿態調整，但是反作用輪採用盤面或球體轉動方式抵銷衛星自旋，最大缺點在於轉動力矩存在上限值，亦即達到飽和 (saturation) 狀態，一旦達到此一狀態，反作用輪無法進行相同方向的轉動控制，因此需要藉由磁轉矩或推進器等手段，將儲存於反作用輪的角動量進行釋放，此一行為稱為動量卸載。

雖然在小尺寸衛星上較難在不同的轉動軸方向上裝設多組推進器，以達到個姿態軸的獨立控制，但本研究考慮在有限的資源 (空間配置、重量、電力) 等條件下，除了滿足軌道和衛星速度控制的主要目的外，並以輔助方式進行有限度地姿態控制，以便在以反作用輪和磁轉矩為主的姿態控制執行器發生故障時，仍可以推進器作為備用系統繼續執行任務。

二、電力推進系統

截至 2024 年 1 月為止，已有超過 2300 多枚立方衛星 (CubeSat) 發射至太空。並且這個數量仍然在持續增加。但目前這些立方衛星並沒有足夠的 Δv 可以執行地球軌道以外的任務並且被限制在預先所設計的軌道上運行⁽⁵⁾。而電力推進 (electric propulsion) 應用在立方衛星就是一項不錯的選擇。電力推進系統本身的推力範圍落在 $\mu\text{N}\sim\text{mN}$ 範圍，對於推進劑的需求較低，同時也有較高的比衝以及效率。在空間體積較小的立方衛星中，電力推進系統所需的體積也較低。其中電力推進器又可以分為靜電式、電磁式以及電熱式。具代表性的靜電式推進器則有離子推進器 (ion thruster)、霍爾推進器 (Hall thruster)，電磁式推進器則有以脈衝式電漿推進 (pulsed plasma thruster, PPT)，電熱式推進器則有真空電弧推進器 (vacuum arc thruster, VAT)。

1. 脈衝式電漿推進器

脈衝式電漿推進器是最早應用於衛星中的電力推進系統。其結構簡單、無需動件、電力需求較低的特點成為了最早也最容易發展的電力推進系統⁽⁶⁾。脈衝式電漿推進器的幾何結構可以想像為在兩個平板電極上施加一電場，並在電流與磁場進行交互作用形成勞倫茲力 (Lorentz force)，藉由勞倫茲力加速流經電極之間的離子與電子。而脈衝式電漿推進器的組成主要是由點火器、主放電電極、推進劑與儲能電路所組成。脈衝式電漿推進器的衝量通常落在數個微牛頓-秒到數百個微牛頓-秒，比衝則是 800-1200 秒不等⁽⁷⁾。

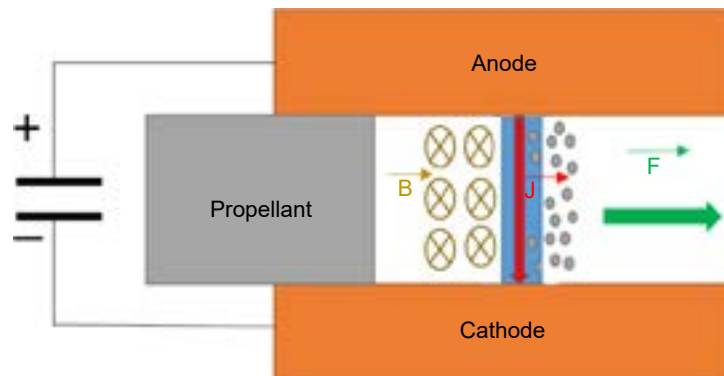


圖 1. 平行式脈衝式電漿推進器式意圖。



圖 2. 成大李約亨老師團隊所開發的新型脈衝式電漿推進器 VAI-PPT (a.與國家太空中心共同開發)。

2. 真空陰極電弧推進器

真空電弧推進器是電熱式電力推進器的一種，該推進器是利用高電壓脈衝電源生成電弧後燒蝕陰極金屬燃料產生推力，但在真空中要在相隔約 1 mm 的電極間擊穿並產生真空電弧約需好幾千伏特⁽⁸⁾，為了降低推進器在真空中的啟動電壓且提高穩定性，無觸發式的真空電弧推進器在 1998 年被提出⁽⁹⁾。該推進器主要由三個部分組成如圖 3，分別為一組陽極與陰極、一絕緣層置於兩電極之間與一層在絕緣層上的石墨薄層。當一高電壓差施加於兩電極間，則電流會通過薄石墨層並產生熱使石墨汽化，進而導致電將在陰極與陽極之間產生電漿。該設計可以使推進器產生電弧的電壓降到約幾百伏特。

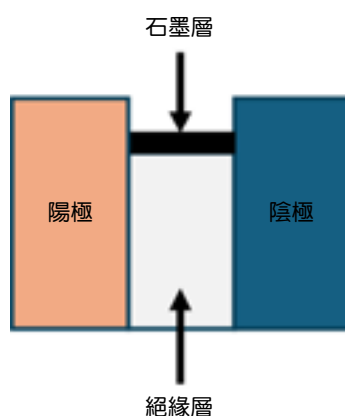


圖 3. 真空電弧推進器原理圖。

而在國立成功大學航太系李約亨教授的實驗中發現放置於絕緣層表面的薄石墨層是推進器是否穩定運作的關鍵：若該石墨層太薄，經過幾次點火後薄石墨即消耗殆盡，使得推進器無法繼續進行運作；而若石墨層太厚，則導致推進器短路而無法產生石墨蒸氣與電弧，因此推進器亦無法運作。因此本實驗室提出了多層絕緣層的結構取代經典真空電弧推進器中絕緣層與石墨層，多層絕緣層的設計是應用了「三結點」的物理原理，當一電壓施加於三種不同物質的兩側時，則在三種物質的交界面產生電場的扭曲使電漿更容易產生。本實驗的多層絕緣層由石墨片與鐵氟龍片相互交疊而成，該設計使兩邊的電極不會直接導通但電漿卻可以在兩物質的交界面輕鬆產生，這也解決了薄石墨層不易量化的問題⁽¹⁰⁾。最後，由本實驗室所研發的新概念真空電弧推進器在真空環境下點火的照片如下，該推進器經由間接量測得推力大小為 $50.867 \mu\text{N}\cdot\text{s}$ ；比衝值約為 850 s；效率約為 22.8%；所需功率則約為 5 W。

真空電弧推進器相較於其他的電力推進器有體積較小、重量較輕與耗電量較低等優勢，因此適合應用於立方衛星等奈米衛星的推進器。而隨著太空科技的發展，太空垃圾與衛星的數量大幅提升，其衍生的問題也變得不可忽視：為了避免衛星與衛星、或太空垃圾間的撞擊，立方衛星可安裝推進系統進行軌道變換；且為了解決太空垃圾累積的問題，對於除役的衛星最後亦可以利用推進系統脫離軌道、返回地球焚毀。此外，真空電弧推進器亦可以進行姿態控制的去飽和等等。而本實驗室目前致力於將推進器進行模組化，包含整合脈衝電路、推進單元等並將運作技術成熟度 (technology readiness leve, TRL) 達到 5 級，期待未來可以將新概念且台灣自行設計的真空電弧推進器發射上太空並且實際運作！



圖 4. 由國立成功大學李約亨教授實驗室所開發之多層絕緣層之真空電弧推進器放電圖。

3. 離子網格推進器

早在西元 1903 年，蘇俄的火箭科學家 Konstantin Eduardovitch Tsiolkovsky (1857-1935) 就有提出了「利用電能產生並加速帶電離子，以獲得高噴射速度之推進系統」的概念，然而過了一個世紀以後才有第一個離子推進器原型由美國科學家 Robert H. Goddard (1882-1945) 研發出來。

離子推進器運作原理，是在放電艙體內施加強大電場以解離中性氣體，產生離子和電子(即電漿)，並在推進器下游添加柵極系統 (grid system)，在電場作用下，電漿內離子將透過柵極 (grid) 產生庫倫力並沿電場線的方向加速，並透過牛頓第三運動定律獲得推力。在推進器出口處，使用中和器 (neutralizer) 將發射電子以保證整個推進系統維持電中性。對離子推進器而言，只要利用電場將離子加速發射出去，任何的電漿生成方式都可以被歸類在此種推進器中，依照電漿生成的方式離子推進器可以分為以下三種；考夫曼源 (Kaufman)、微波與 RF 射頻之離子推進系統。

柵極系統，又稱為離子光學系統 (ion optics system)，此系統由 至 3 層柵極組成，由內而外第一層稱為簾柵 (screen grid)，透過孔徑的設計篩選離子，並將電子束縛於放電艙體內部；第二層電網為加速柵極 (acceleration grid)，作用為加速離子及防止中和器的電子回流至放電艙體內部；第三層電網為減速柵極 (deceleration grid)，為防止高能電子以及慢速離子的轟擊而增設，將離子推進器的壽命延長至 10000、15000 小時或以上。

中和器，系統名稱為中空陰極管 (hollow cathode)，目的是將離子推進器噴出之離子羽流進行中和，若無中和器，離子推進器會因電子累積使得系統帶負電，將發射出之離子羽流又拉回到推進器本身，此系統將失去推力。

4. 霍爾推進器

霍爾推進器 (Hall-effect thruster, HET) 為靜電式電力推進器的一種，是利用電位差加速電漿中的離子形成推力。在電力推進系統中，具有高比衝值和高推力－功率比的優勢。霍爾推進器的結構如圖 6 所示，由中空陰極、放電通道，氣體擴散器 (同時作為陽極) 和磁極組成。中空陰極釋放出的電子被陽極的電位吸引進入放電通道，在磁場的影響下，電子做迴旋運動並和中性氣體發生碰撞形成電漿。電漿中的離子受到陽極的電位加速向外排出並和中空



圖 5. 由成功大學航太系李約亨教授實驗室開發之離子推進器 (上圖為 35 瓦 RF 離子推進器，下圖為 RF 離子推進器結合中空陰極中合器)。

陰極釋放出的電子中和形成推力。圖 7 為成功大學航太系李約亨教授實驗室所開發之低功率霍爾推進器運行之情況。霍爾推進器的概念由美國科學家所提出，但卻在前蘇聯受到大力的發展和應用，開發出兩種不同的型號。由 Fakel 設計局所開發的 SPT (Stationary Plasma Thruster) 系列是第一個在太空運行的霍爾推進器。此外同樣由前蘇聯所開發的另一型號被稱為 TAL (Thruster Anode Layer) 型的 D-55 系列。不同於 SPT 系列，TAL 型推進器將陽極和放電通道結合形成一體式的金屬通道。霍爾推進器的燃料主要是惰性氣體。其中以氙氣最常被使用作為推進劑，因為氙氣具有較高的原子量 (131.29 u) 和容易電離的優點，這代表著單位能量消耗能產生較多的推力。但是非常高昂的價格，也使得在近年來其他的替代推進劑開始被採用，包含氮氣 (原子量 83.79 u) 和氬氣 (原子量 39.95 u)。考量所需要的維持霍爾推進器的電力系統和推進器的推力範圍，霍爾推進器主要應用於微衛星等級以上的衛星執行軌道變換、高度維持和脫軌。最有名的使用案例為 SpaceX 的星鏈即使用霍爾推進器在其衛星任務上。

三、結論

總結而言，電力推進系統在太空科技領域擔任關鍵角色，對於立方衛星等微型太空器的推進系統至為關鍵。截至目前，數千枚立方衛星已進入太空，而電力推進系統憑藉其高比衝、高推力／電力比的優點，在軌道機動、脫軌、入軌、衛星減滾等多項不同任務上提供關鍵支持。

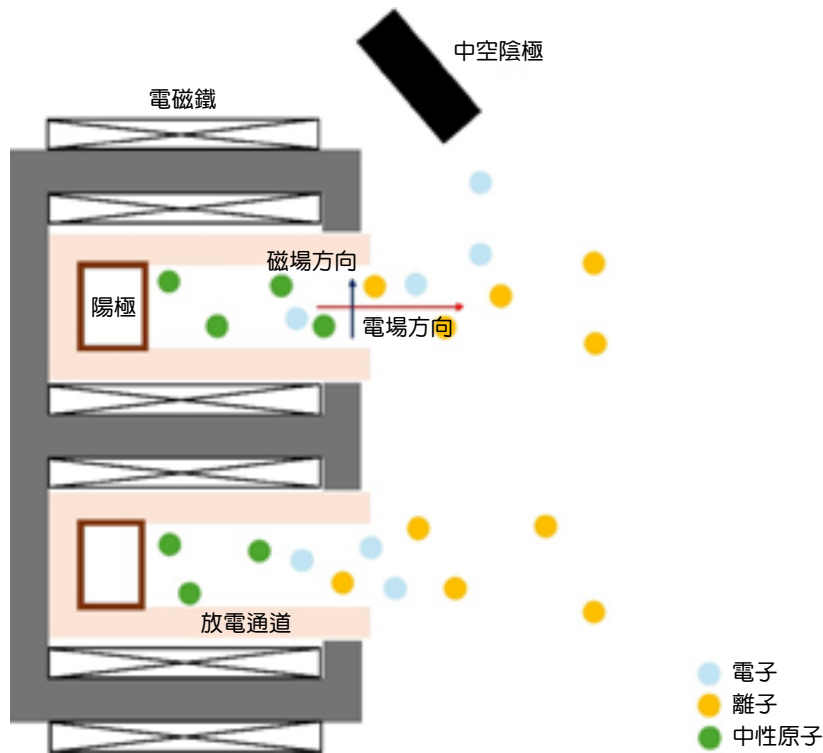


圖 6. 霍爾推進器結構示意圖。



圖 7. 國立成功大學李約亨教授實驗室所發展之霍爾推進器與陰極實際運作之情況。

在電力推進系統中，脈衝式電漿推進器、真空陰極電弧推進器、離子網格推進器和霍爾推進器等多樣推進器呈現出多樣性。脈衝式電漿推進器以結構簡單、低功率需求、推進劑消耗低為早期電力推進系統特色。真空陰極電弧推進器成功克服傳統推進器啟動電壓問題，實驗中展現出穩定運作的能力。離子網格推進器以高效率和高比衝值在太空任務中廣泛應用。霍爾推進器則以卓越的推力範圍和功率效率在微型衛星等領域廣泛應用。

這些電力推進系統的研發與應用為太空探索提供強大的動力支持。未來應專注於系統模組化和技術成熟度的提升，確保這些先進的推進系統在更多太空任務中發揮優勢。這不僅促進太空科技進步，還有望解決太空垃圾問題、提高衛星任務靈活性，推動太空領域邁向更高效、可持續的未來。

參考文獻

1. Michael D Griffin, James R French, M Griffin and J French, *Space vehicle design*, (AIAA Education) (2004).
2. Michael Matthew Micci, Andrew David Ketsdever, *Micropropulsion for small spacecraft*, Vol. 187, AIAA, (2000).
3. NASA. State-of-the-Art of Small Spacecraft Technology, (2023), please refer to the website: <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/deorbit-systems/>.
4. Bacon, John B., *Minimum dV for Targeted Spacecraft Disposal*, in Proc. 7th European Conference on Space Debris, Germany: Darmstadt, (2017).
5. Kristina Lemmer, *Acta Astronautica*, **134**, 231 (2017).
6. Akira Kakami, Hiroyuki Koizumi, Kimiya Komurasaki, Yoshihiro Arakawa, *Vacuum*, **73** (3-4), 419(2004).
7. R. L. Burton and P. J. Turchi, *Journal of Propulsion and Power*, **14** (5), 716 (1998).
8. R.L. Boxman, D.M. Sanders, P.J. Martin, *Handbook of vacuum arc science & technology: fundamentals and applications*, William Andrew, (1996).
9. André Anders, Ian G Brown, Robert A MacGill and Michael R Dickinson, *Journal of Physics D: Applied Physics*, **31**, 584 (1998).
10. Ping Han Huang et al., Design of the Faraday cup for a Multi-Layer Insulator Vacuum Arc Thruster Characterization, *2023 IEEE International Conference on Aerospace Electronics and Remote Sensing Technology (ICARES)*, IEEE, pp. 1-6. (2023),

作者簡介

李約亨先生為國立成功大學航空太空工程學系博士，現為國立成功大學航空太空工程學系教授。

Yueh-Heng Li received his Ph.D. in the Department of Aeronautics and Astronautics from National Cheng Kung University. He is currently a Professor in the Department of Aeronautics and Astronautics at National Cheng Kung University.

劉勝文先生現為國立成功大學航空太空工程學系博士候選人。

Sheng-Wen Liu is currently a Ph.D. candidate of the Department of Aeronautics and Astronautics at National Cheng Kung University.

黃丙翰先生現為國立成功大學航空太空工程學系博士候選人。

Ping-Han Huang is currently a Ph.D. candidate of the Department of Aeronautics and Astronautics at National Cheng Kung University.