

# 微機電系統於太空計畫之應用

## MEMS Technology for Space Applications

何鍵宏

Chien-Hung Ho

由於大型火箭的發射費用昂貴，故目前太空計畫的發展趨勢傾向於以降低任務成本為主，其中利用微機電技術使飛行器微小化已經成為研究人員努力實現的目標。本文將提供三種微機電元件應用於太空計畫上的實例說明，透過該介紹內容以具體描述如何利用微機電加工技術來開發小型飛行器的相關組件與儀器酬載。最後，將針對現階段微機電技術於太空計畫的應用上所遭遇的問題作分析討論，並且提出可能的解決之道。

This article presents an overview of MEMS technology for space applications. Since the launch costs of space missions have been very expensive for the past three decades, it is gradually difficult to obtain extra support for the flight of large-scale vehicles. Currently, many avenues are adopted to find out the possible solution for saving the expenditure on space exploration. One of the approaches that may be considerably effective is the miniaturization of a spacecraft. In order to accommodate the size and mass limitations, MEMS technology provides an essential machining tool for the fabrication of a micro- or nano-based spacecraft, and therefore, gives the key to mission cost reductions. However, being a new technology, MEMS devices are still immature for common use in space. To overcome this problem, a better way is to establish an integral flight test and demonstration, which allows this technology to mature as soon as possible.

### 一、前言

當蘇聯於 1957 年 10 月 4 日將第一顆人造衛星 Sputnik 1 號送上太空後，從此包含歐美等先進國家便競逐展開了近半個世紀以來人類向宇宙探索之新紀元。然而，不可諱言的，過去三十年多年來投入太空計畫發展所需擔負的任務成本實在過於龐大，這些國家政府在尋求各方組織機構共同參與及提供資金奧援上漸漸面臨困難。因此，如何藉由新

興的科學與工程技術以縮減任務成本，且同時符合未來太空發展的需求，便成為當下必須積極設法規劃與執行的重要議題。

降低任務成本的方法及手段主要可由四個方向著手，包含國際合作、增加飛行器自主、縮減任務目標與飛行器小型化等<sup>(1)</sup>。利用國際合作模式共同發展太空計畫以分攤成本開銷，在各國之間早已行之有年，但是由於整體計畫的總耗費成本，例如研發、製造及發射，皆未能有效地降低，故對於太空

科學的實質利益提昇並不明顯。增加飛行器自主則著重於改善飛行器本身的自我判斷能力，尤其是偵測系統各元件之異常現象並進行處理，或指示自動操控系統作出相對應的動作，以增加飛行器的可靠度與穩定性，此方法可提昇飛行器的任務達成率，並同時節省位於地面監控站的人力資源及設備成本。

至於縮減任務目標則屬於消極性的應對策略，雖然推展太空計畫需要大量的人力、財力與物力，但是我們並不樂見由於國家社會經濟或資金成本考量等因素，使得科學技術的演進與開拓因此而受到阻礙。開發小型飛行器以縮減任務成本之概念，則可能是目前以及未來在太空計畫應用上最有潛力也最具發展空間的課題之一，由於飛行器微小化之後，重量與體積得一併縮減，不僅發射成本，例如燃料消耗，可以大為降低，而結構體積的縮小使得載具空間更能妥善地運用，倘若能配合積體化技術而進行批次製作，則亦能大幅縮減研究開發與生產製造之經費成本。

欲將飛行器小型化，善用已經開發的微機電系統 (micro-electro-mechanical system, MEMS) 加工技術是最佳的解決途徑。在太空計畫的發展上，此項技術之優勢在於能提供必要的製程開發工具，對於科學或工程研究目標所需之特定的元件，例如感測器與致動器，進行結構微小化，以符合新型微小飛行器之空間維度的配置。舉例而言，欲使大型衛星微小化成為小型衛星 (意即奈米衛星 (nano-satellite) 或皮米衛星 (pico-satellite))，必須將衛星系統內所有組成元件之尺寸逐一縮小，同時保留該衛星既有的任務執行能力。當各組件的質量、體積或產生功率因為衛星本體結構的微小化而受到限制時，傳統的精密加工技術將很難達到這些組件之規格要求。然而，透過微機電系統之各項製程的演進與開發，此技術正好彌補了小型化衛星在製作加工方面的不足之處。

本文將以太空任務的發射成本 (以人造衛星為例) 做開端，說明發展小型飛行器的優點所在。接著介紹微機電元件在小型飛行器上的應用與研究情形，最後將探討當前微機電技術於太空計畫之發展趨勢與可能面臨的問題。

## 二、小型飛行器之優點

在習知的觀念裡，要將一顆衛星送上太空，所需要花費的資金是很龐大的。目前提供衛星發射之火箭推進器載具原先是從軍事用途的飛彈發展而來。除了發射所需的燃料消耗外，早期進行太空任務之主要目的並不僅於學術上研究，而是在於一個國家的科技能力與威望的展現，因此只要時間與研發人員沒有浪費的話，就不作任何成本或經濟上的考量，其中最顯著的例子便是美國與蘇聯在 1960 年代的太空軍備競賽。然而，想像若花費鉅資將大型飛行器製作完成之後，卻只讓它飛行一次就捨棄，當然沒有任何國家有此能力可以一直負擔如此大量的開銷。為了充分降低成本，可以回收或重複使用的火箭推進器及太空艙之設計概念於是逐漸開始發展，最典型的例子即為結合類似飛機本體與火箭之太空梭。由於太空梭本體及搭載的火箭推進器經回收後可以再次使用，故太空梭發射所需的費用與使用傳統火箭發射的大型人造衛星 (3000 公斤以上) 差不多。此外，太空梭具備的酬載能力 (約 30 噸左右) 為傳統火箭的十倍，單次發射即相當於同時搭載數枚衛星上太空，所以實際的發射成本能更有效地降低<sup>(2)</sup>。

近年來隨著工程技術不斷地精進發展與推陳出新，原本傳統加工製程無法達到或克服的事情，現在或未來皆有可能逐步實現，其中利用新興的微機電製程技術使飛行器小型化即是研究人員目前正在努力達成的目標之一。製作小型的飛行器具有什麼好處呢？最直接的想法在於雖然傳統火箭無法回收，使得發射費用相較於可再利用的太空梭仍然較為昂貴，但是倘若能將飛行器微小化，例如開發微型人造衛星，並使其仍能具備大型衛星特有的功能，則相對的，必能增加單次火箭發射所能搭載的人造衛星數量，如此每顆衛星所需負擔的發射成本可大為縮減。表 1 所示為目前商業上可供選用之部分類型火箭的可搭載重量、發射總成本及單位重量成本之概算值<sup>(3)</sup>；表 2 為不同重量等級之衛星分類<sup>(4)</sup>。舉例而言，由表 1 中最後一欄可以看出使用 Taurus 火箭發射一枚 2000 公斤的大型衛星 (如表 2 所示) 至低軌道 (low earth orbit, LEO) 所需的花費大

表 1. 部分類型火箭的可酬載重量、發射總成本及單位重量成本之概算值<sup>(3)</sup>。

發射器	酬載重量	發射成本	單位重量成本
Saturn V (historical only)	118 t (includes SIVB, 47 t Apollo)	~\$431M (1967)	\$3,653 (\$9170 just Apollo)
Space Shuttle	27.5 t	~\$245M (1988, based on 6/yr)	\$8,909
Ariane IV (44L)	10.2 t	\$125M	\$12,255
Ariane V	16 t	\$180M	\$11,250
Atlas IIIA	8.6 t	\$105M	\$12,209
Delta III	8.3 t	\$90M	\$10,843
Titan IV	17.7 t	\$400M	\$22,599
Zenit-3SL	~15 t (est. from) 5250 kg to GTO	\$90M	\$6,000
Proton	20 t	\$50M	\$2,500
Soyuz	5.5 t	\$40M	\$7,272
LM Athena-2	2 t	\$26M	\$13,000
Pegasus (OSC)	400 kg	\$11M	\$27,500
Taurus	2000 kg	\$20M	\$10,000

約是 2000 萬美元，而發射費用若以重量計算，則平均每公斤成本為 1 萬美元左右。在每公斤之發射花費不變的情況下，如果能將表 2 的大型衛星微小化成為 50 公斤等級的微米衛星且不失去既有的特殊功能，則單次火箭發射所能載運的衛星數目可增加為 40 個 (理想值)，每顆衛星的發射費用因平均分攤而減為 50 萬美元，也就因此充分節省發射衛星的成本開銷。

必須要注意的是上文提及的部分僅考量發射成本而已，事實上，縮減飛行器整體質量仍然有其他利基存在。由於在飛行器的總質量中，結構介面佔了大部分，以太空梭為為例，其梭體總重約為 100 噸而內部結構體則佔了約 68.6 噸<sup>(2)</sup>，當技術上能夠克服並減輕儀器酬載質量時，相對地在飛行器內用於固定該儀器所需的支撐結構質量亦可以同時縮減，因此在發射推升時可以有效節省燃料的消耗。

另外，飛行器質量的縮減使得所謂「微米型與奈米型任務 (micro- and nano-missions)」的想法得以發展並逐步實現<sup>(1)</sup>。這種微型任務概念著重於將特定用途的小型元件或系統以「揹負 (piggyback)」的方式，裝載於大型主要酬載的剩餘狹小空間內，

甚至當作該酬載穩定平衡的「壓艙物 (ballast)」，並且伺機發射於太空中以進行科學實驗或特殊任務。如同圖 1 所示，一種安裝於大型飛行器上之可拋棄式檢測器 (inspector) 的構想正可說明此項發展概念<sup>(5)</sup>。該檢測器可以由小型電池、控制電腦、推進器及光學組件或諸如紅外線偵察器所組成。通常當飛行器發生功能失調或其他意外時，為了找尋出問題所在或者確認目前的狀態，有大部分的時間及能量是花費在自我測試的工作上。因此，若能夠開發一種小型的檢測器對該大型載具本身或周遭環境拍攝一些照片，並且適時傳回接收站以供地面人員作出明確的判斷，如此便可能迅速找到故障的原因而下達指令以設法修復。圖 1 即說明當大型人造衛星 (或太空站) 的一小塊太陽能板燒毀時，為了察看情況的嚴重程度，遂由衛星的置物艙內彈射 (或發射) 一枚小型偵察器以環繞衛星本體飛行，透過該偵察器上的鏡頭對衛星的太陽能板拍攝照片，再經由偵察器上的天線或透過衛星傳送照片回地球，當偵察器任務完成後，還可利用本身所具備的推進裝置將自己從衛星軌道附近脫離丟棄，藉以防止相互碰撞或其他意外產生。

基於上述，可以發現在昂貴成本的考量下，縮小飛行器與相關酬載儀器的尺寸已經是目前太空計畫發展的主要趨勢，而微機電系統製程正好具備必要的技術工具以實現此類飛行載具之微小化。微機電的優勢在於提供諸如感測、致動、轉換及連結等機械組件之微細結構的加工平台，充分滿足新型微小飛行器之質量與體積上的限制。同時，當特徵尺寸逐漸縮小時，依據立方—平方定律 (cube-square law)，則所製作元件之高效能、高靈敏度、低質量

表 2. 不同重量等級之衛星分類<sup>(4)</sup>。

分類名稱	包含燃料之質量
Large satellite	> 1000 kg
Medium sized satellite	500 – 1000 kg
Mini satellite	100 – 500 kg
Micro satellite	10 – 100 kg
Nano satellite	1 – 10 kg
Pico satellite	0.1 – 1 kg
Femto satellite	< 100 g

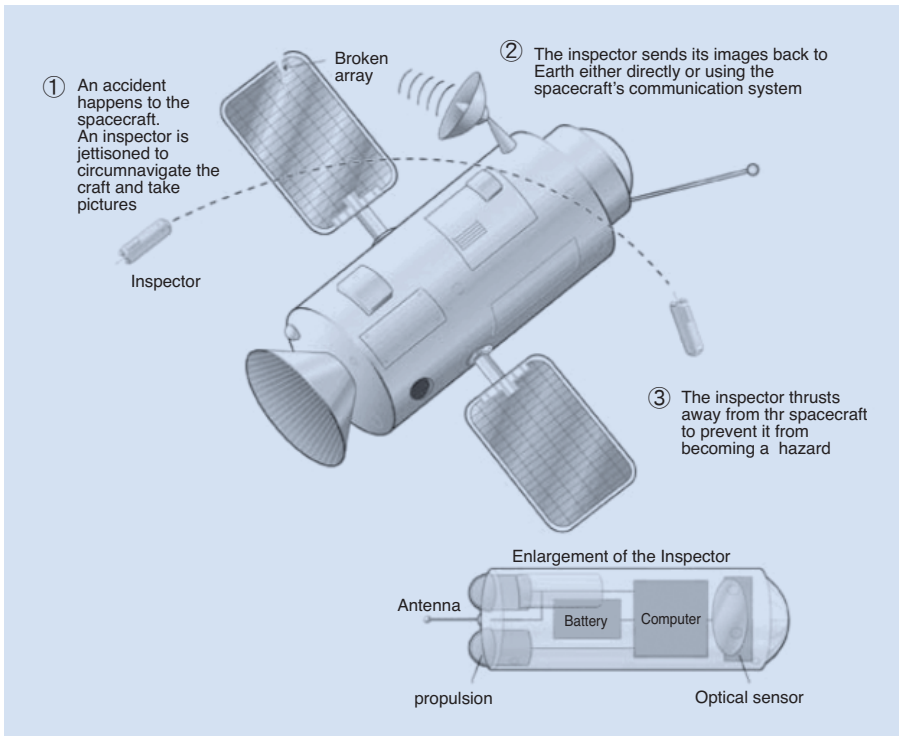


圖 1. 可拋棄式檢測器構想之示意圖<sup>(5)</sup>。

一體積比 (mass-to-volume ratio) 與低功率消耗等特性會漸漸突顯出來，如此對於飛行器的能量運用或相關酬載所欲進行的科學實驗將具有極大的助益。此外，結合 IC 技術觀點，微機電製程對於微小元件開發仍然具有批次生產的能力，在可大量複製的利基下，飛行器與酬載儀器的生產成本將能有效降低。未來，利用微機電技術大量製作價格低廉的微小型人造衛星及酬載群組，並透過單一火箭載具搭載而進入太空，以便在航行軌道上形成密集分布的通訊、氣象、偵察或軍事網路，應當是指日可期的構想。

### 三、MEMS 元件於太空計畫上之應用

在下文中，將會介紹幾項目前 MEMS 元件在太空計畫上的開發及應用情形，其敘述的內容則偏重於致動器及機械元件等相關部分。

#### 1. 數位微型推進器<sup>(6,7)</sup>

為了讓一公斤等級的微型飛行器於太空中能做到推進、位置保持及姿態控制等功能，必須開發質

量輕、體積小且兼具操控性的微小脈衝噴射輔助裝置。由美國國防部先進研究計劃局 (Defense Advanced Research Project Agency, DARPA) 提供資助，TRW、Aerospace 公司及 Caltech 機構共同執行之數位微型推進器 (digital micro-propulsion) 計畫便合乎此項概念需求。

數位微型推進器是利用能夠單一噴射 (one-shot) 以產生微小推力的元件所組成的陣列型推進器。如同圖 2 所示，該元件主要是由三層經過個別加工的基板經組裝接合而成。其中上層基板包含薄的方形薄膜陣列，該薄膜是透過預先沉積  $0.5 \mu\text{m}$  厚的氮化矽，並以 KOH 對矽晶圓基板本體進行非等向性蝕刻而成。最佳的薄膜特徵尺寸則依需求及配置的不同而必須再做評估，圖 3(a) 所示為六個長度分別為 190、290 及 390  $\mu\text{m}$  之  $3 \times 5$  陣列的薄膜元件之上視圖。中間層基板包含一塊可使用 300 nm 波長的紫外光做曝光顯影的 FOTURAN<sup>®</sup> 感光玻璃 (photosensitive glass)，經過後續 HF 濕式蝕刻後，該玻璃基板可形成 1.5 mm 厚的圓柱形空間孔洞而用於後續填充所需燃料，圖 3(b) 為該蝕刻元件之放大圖。底層則含有用於匹配上層元件之複晶

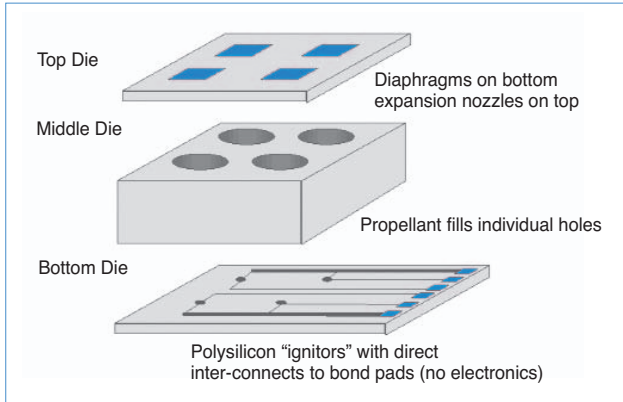


圖 2. 三層經過個別加工的基板經組裝接合而成之數位微型推進器<sup>(6)</sup>。

矽微型電阻器，該電阻器是製作在  $3\ \mu\text{m}$  的二氧化矽絕緣層上，當輸入適當電壓後可在極短暫的時間內產生高溫，設計與測試情況如同圖 3(c) 所示，由於整個加工程序採標準 CMOS 製程，故後續定址或控制電路可一併整合於元件內。

整個元件的操作原理在於透過底層的電阻器經通電後形成高溫，當加熱溫度超過中間層圓柱空間之燃料的燃點時則爆炸膨脹，一旦壓力超過上層薄膜的爆破壓力時薄膜將會破裂，最後流體的噴出便造成瞬間的推力產生。在實際的測試上，該元件大約可產生  $10^{-4}\ \text{N}\cdot\text{s}$  的脈衝推力，符合微型飛行器（一公斤等級）之  $10^{-4} - 10^{-6}\ \text{N}\cdot\text{s}$  的推力規格需求。目前，該微型推進器已經放置於奈米衛星的發射火箭上，並且經由實際發射測試已經成功通過功能性驗證階段<sup>(8)</sup>。

## 2. Knudsen 幫浦

欲使儀器設備或酬載適用於太空任務，必須先將該設備或酬載內的個別附屬元件微小化，以符合結構空間之體積限制。舉例而言，為了讓具有真空環境需求之分析儀器，例如質譜儀 (mass spectrometer) 或氣相層析儀 (gas chromatograph)，能於太空中進行物質探測與成分分析，則需要將現有的大型真空幫浦以小型真空元件取代，使整個系統真正微小化。其中美國的 JPL 機構與 Southern California 大學正在研發的 Knudsen 幫浦 (Knudsen pump)<sup>(9,10)</sup> 微元件即是希望能達成這個目的，以提供該分析儀器所需要的真空環境。

Knudsen 幫浦是由 1879 年 Reynolds 所提出之一種熱發散 (thermal transpiration) 的物理現象所衍生而來<sup>(11)</sup>。如同圖 4 所示，該原理為當溫度沿著極精細管子（口徑愈細的管子將使得分子碰撞管壁的機率遠大於彼此的碰撞）的長度呈梯度分布時，會驅動在內部的流體穿過該管路使兩端形成壓力差，在理想狀況下其壓力與溫度的關係如下。

$$\frac{P_1}{P_2} = \frac{\sqrt{T_1}}{\sqrt{T_2}}$$

1910 年 Knudsen 依這個原理建立第一個大型多級 (multistage) 串連的熱發散幫浦，然而受限於製程能力之不足，當時管子的直徑無法達到微米乃至奈米等級，以致於這個大型幫浦的熱效率及抽氣速率皆不盡理想。如今，微機電技術將有效解決此一問題。

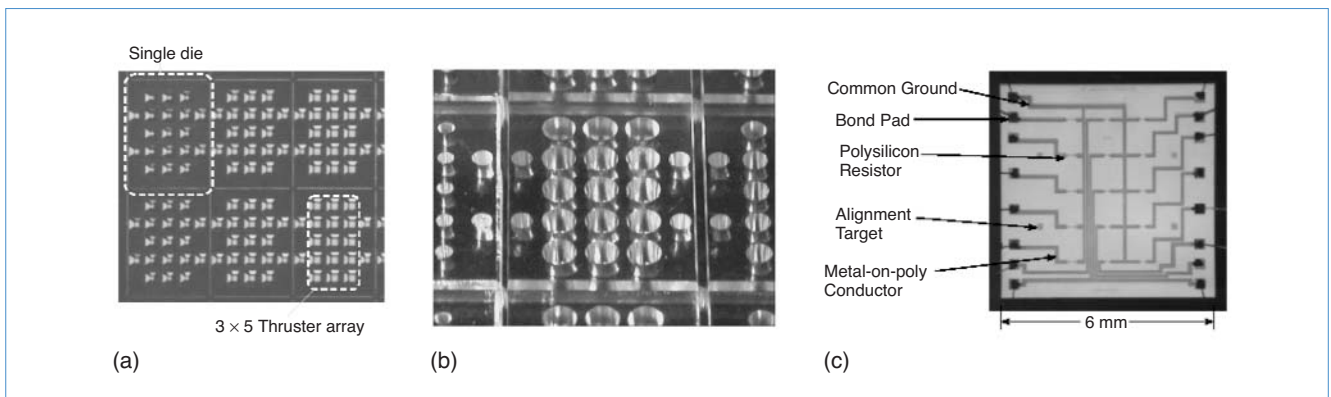


圖 3. 數位微型推進器之各部分組件<sup>(6)</sup>：(a)  $3 \times 5$  陣列的薄膜元件之上視圖（上層）；(b) FOTURAN<sup>®</sup> 感光玻璃之蝕刻元件放大圖（中層）；(c)  $3\ \mu\text{m}$  二氧化矽絕緣層上之加熱電阻器（下層）。

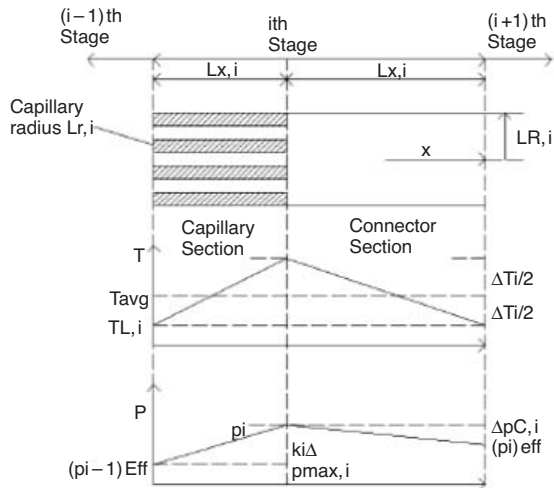


圖 4. 溫度沿著極精細管子之熱發散現象<sup>(11)</sup>。

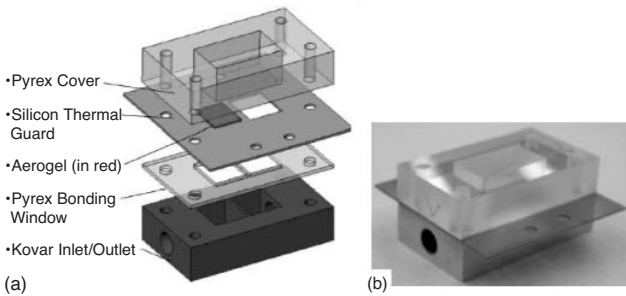


圖 5. JPL 與 Southern California 共同研發之單級 Knudsen 幫浦元件設計<sup>(9)</sup>。

圖 5 顯示 JPL 與 Southern California 對於單級 (single stage) Knudsen 幫浦目前所採用之設計。該元件主要由 Pyrex、矽基板及 Kovar 堆疊接合而成 (42 mm × 45 mm × 20 mm)，主動區域為一片放置在以 DRIE 加工之矽基板「熱防護層 (thermal guard layer)」上的 areogel<sup>(12)</sup> 薄膜 (0.6 mm × 8 mm × 10 mm)，該熱發散薄膜為摻雜 2% 的碳之多孔性矽材，能夠吸收 880 nm 的紅外光光源以產生溫度梯度而形成壓力差。

圖 6 為該單級熱發散 Knudsen 幫浦原型的實驗測試結果，藉由使用 120 mW 的輸入光源對薄膜兩端產生 60 K 的溫度差，穩態的壓力差將可以達到 25 Torr。發展的最終目標則是串連 15 級 Knudsen 幫浦以實現 milliTorr 等級的真空壓力供質譜儀使用。

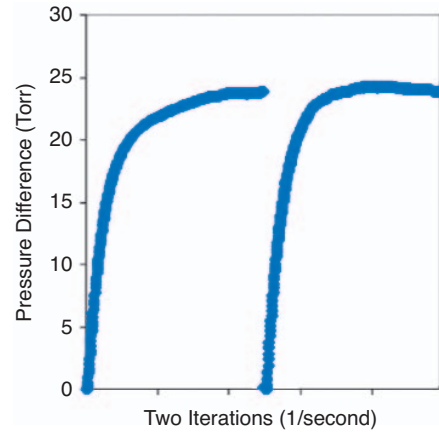


圖 6. 單級熱發散 Knudsen 幫浦原型的實驗測試結果<sup>(9)</sup>。

### 3. 微型汽渦輪機

除了太陽能板與電池外，小型飛行器在進行太空任務時，例如衛星運行軌道轉換或機械系統之物質樣本採集，通常需要配備某些高功率輸出的致動器元件，以提供該飛行推力與特定的能源供給。而 MIT 團隊從 1997 年開始發展的微型汽渦輪機 (micro gas turbine engine)<sup>(12,13)</sup> 系統，則在高功率致動器的領域上展現了旺盛的企圖心，並且期望這種微小化的引擎元件將來能成為航太產業之小型飛行載具的動力來源。

MIT 的微型汽渦輪機計畫之元件設計示意圖如同圖 7 所示，壓縮機 (compressor) 與渦輪機 (turbine) 是透過空心軸承而相連接。氣態的 H<sub>2</sub> 燃料在該壓縮機出口處注入並且與通過壓縮機之壓縮空氣混合，接著混合的燃氣流向火焰維持器 (flame holders) 而進入燃燒室 (combustion chamber)。當點火而燃燒爆炸時，高溫高壓的燃燒氣體由燃燒器 (combustor) 朝向渦輪機流動以驅動渦輪葉片 (turbine blades) 旋轉，接著該廢氣轉向 90 度而由引擎噴嘴排放出來。

薄膜靜電式感應啟動器－發電機 (electric induction starter-generator) 則配置於壓縮機葉片上方，以提供電力啟動或感應發電。如同圖 8 所示，整個元件尺寸規劃為 21 mm × 21 mm × 3.8 mm，六層 Si 晶片分別以 DRIE 加工所需要的結構，例如燃料槽、燃料注入孔、流道、燃燒室與渦輪葉片，再

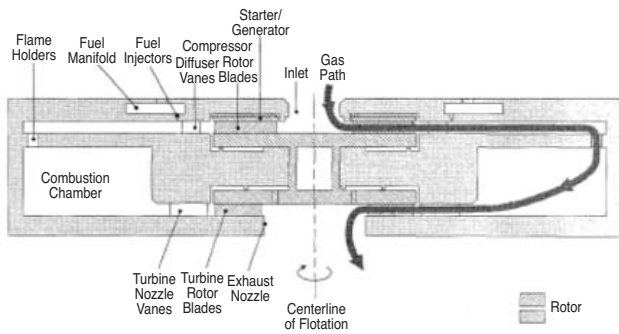


圖7. MIT 微型汽渦輪機計畫之元件設計示意圖<sup>(12)</sup>。

以融合接合 (fusion bonding) 方式結合成厚度為 3—4 mm 之微型汽渦輪機。初步的燃燒測試採用氫氣為燃料，主要原因在於氫氣具有快速的化學反應速率，這點對於停駐時間受限的微型引擎而言較具優勢。

表 3 為使用各種能量源之微小元件所能達到之功率密度層級比較<sup>(14)</sup>。有別於微型馬達及靜電式梳狀致動器之電力驅動，微型汽渦輪機藉由氣體燃料之化學能輸入而將能產生更多的輸出能量。此外，相較於一般電池或電力供給驅動的微型致動器，微型引擎之 Power-MEMS 元件顯然在本身的瞬間功率輸出與續航力上佔了極大的優勢。目前，MIT 發展之微型汽渦輪機計畫則朝向具備 150 W 之燃燒室功率及 2000 MW/m<sup>3</sup> 之功率密度而努力，預估能量經適當轉換後將可以提供 10—50 W 之電力輸出。

今將這三個以太空計畫為背景所開發的微型元件做簡單的歸納與整理。(1) 數位微型推進器的設計概念以簡單輕巧為主，其陣列式的數位配置對於載具的姿態保持與穩定平衡將具備極佳的微調效果及操控特性。由於元件沒有類似火箭推進器之貯存槽、燃料管線或閥門等複雜的組件，所以能夠充分微小化以提供飛行器使用。然而，陣列內每個元件只能產生單次動力脈衝的情況則在應用上會受到限制。(2) 有別於傳統的幫浦具有振動薄膜、閥門或旋轉葉片，Knudsen 幫浦的優點在於沒有類似的移動構件，並且不需要油料或其他供給流體。對於質量輕的氣體，例如氫氣或氦氣，由於元件的抽取效果佳而沒有氣體回流的現象，元件的可靠度得以有效提昇。但是目前該元件的抽氣速度及多級串連後的真空度對於需高度真空的儀器仍略顯不足。因

表 3. 各種能量源之微小元件所能達到功率密度層級的比較<sup>(14)</sup>。

元件	功率密度 (MW/m <sup>3</sup> )
Micro-lithium batteries	0.4
Micro solar cells	1
Micro-electric motors	1.7
Microreactors (silicon)	20
Large-scale combustors	40
Micro channel reactors (metal)	150
Micro-magnetic motors	200
Silicon microcombustor	2000

此，如何更進一步提昇抽氣速率及真空度將是未來發展的重點。(3) 微型汽渦輪機在運轉時是處於高溫高壓的狀態，故在結構材料的選擇上相對地受到限制，因為材料除了要能夠進行微加工以蝕刻出所需的幾何形狀外，該元件還必須同時具有良好的熱學與機械特性。目前該元件面臨的問題包括表面加工缺陷、燃燒溫度過高、抗壓性不足及摩擦與磨耗受損等，這方面必須尋求新的結構設計與適用材料才能有效克服。

#### 四、MEMS 在太空應用上所面臨的問題

由上文的討論，可以發現微機電技術對於小型飛行器之推進、姿態控制、動力來源與酬載組件等方面具有潛在的發展空間。除此之外，MEMS 元件仍可應用於慣性導航及通訊、控制、偵測與感測系統等科學與工程的領域<sup>(15)</sup>。然而，利用微機電技術雖然可以開發更多微小化的組件或系統，以提供太空任務上更廣泛的應用，但是另一項支配此項技術是否適用於太空的議題在於該元件在發射與太空環境的驗證資格。

由於新興的微機電系統並非屬於已經發展成熟的技術，因此對於高成本、高風險及具關鍵性質的太空任務而言，除非所開發的元件能通過可靠度測試及相關認證，例如振動及衝擊、輻射、熱力循環、電氣應力、表面形態、壽命或破壞分析等，否則不可能貿然地將其送上太空。遺憾的是，目前在

期刊文獻上宣稱已開發完成且具有創新性、高效能或高靈敏度的微機電元件，事實上很難立即將其從實驗室的原型有效地推向太空而成為真正的工業產品，因為這些 MEMS 元件的功能性實驗或測試結果實際上並未經過統計學上的顯著考驗，因此，將無法證明該元件能在嚴苛太空環境下生存並且發揮應有的效能。而 NASA 亦訂定了一種評估技術成熟度的指標工具—Technology Readiness Level (TRL) 評量，該評量分為 1 至 9 個等級，其中等級 1–3 為所謂的「低度 TRL」，意即基礎研究至概念驗證的階段；等級 4–6 為所謂的「中度 TRL」，意即新技術類型次系統之可靠度驗證的階段；等級 7–9 為所謂的「高度 TRL」，意即可成功應用該次系統於 NASA 太空任務的階段<sup>(9)</sup>。JPL 曾將 MEMS/NEMS 技術於太空應用的發展按照這項指標作評估，發現大部分的發展技術都是落入低度 TRL 的範圍，而無法真正地提供 NASA 做太空計畫上的實際應用<sup>(9)</sup>。

要如何使微機電技術的 TRL 由低度的基礎研究提昇至高度的太空應用層級，可以由兩方面來著手：(1) 增加發射進入太空的機會；(2) 建立環境認證及測試平台。

## 1. 增加發射進入太空的機會

如同其他的發展計畫，MEMS 技術從基礎型進入成熟期也是需要不斷重複地執行設計、製造與測試的修正循環。如果要讓這項技術能快速成熟以滿足太空計畫的發展需求，建立飛行測試平台使其整合成為微機電元件發展程序的一部分，將會是最積極有效的解決途徑。當然，這需要低成本、高頻率之太空飛行的發射機會來加以配合才行。因應這項需求，現階段有幾家從事航太產業開發的公司已經開始提供所謂近乎「零成本」之太空飛行的測試機會。這項計畫的概念是將待測試的 MEMS 元件放置在主要載具之特定保留的「貨艙」內，當載具由火箭搭載發射並進行任務時，該元件將伺機從艙內發射進入太空中以從事必要的測試工作。圖 9(a) 為一對皮米衛星從太空梭的貨物艙透過發射器進入太空的照片，每個皮米衛星皆搭載利用微機電技術製作的陀螺儀及加速規所組成的 3 軸慣性量測組件<sup>(9)</sup>。

圖 9(b) 為 Scorpius<sup>®</sup> SR-XM-2 飛行載具預留的酬載空間 (24" × 16" × 8.5") 示意圖，該空間將提供固定的介面並保留給 MEMS 元件進行四項太空實驗驗證<sup>(11)</sup>。圖 9(c) 則使用另一種備用酬載轉接器 (secondary payload adapter, ESPA) 的概念，該火箭將具有一個大型主要酬載及下方六個小型的備用酬載，該備用酬載可用於發射小型衛星或其他特定的微機電元件以執行必要的測試<sup>(16)</sup>。

## 2. 建立環境認證及測試平台

若想讓 MEMS 技術由低度 TRL 加速進入高度 TRL，除了設法增加微型元件進入太空的機會外，上太空前的預先測試也是不可或缺的。雖然在地面上無法完全忠實地呈現太空環境的原貌，但是地面測試可以重製或模擬單一特定的太空環境，例如微重力、真空、熱力循環、輻射、振動、加速度負載等，藉以事先評估 MEMS 元件在該環境下的可靠度或可能遭遇的問題，進而節省太空計畫的經費開銷 (例如發射費用)。過去數十年來，JPL 機構在大型飛行器與酬載的可靠度上已建立完善的儀器設施及認證與測試的方法<sup>(9)</sup>，這些寶貴的資料與經驗皆可以提供微型飛行器與酬載作為認證及測試參考，並且加速 MEMS 元件進入太空應用的成熟期。

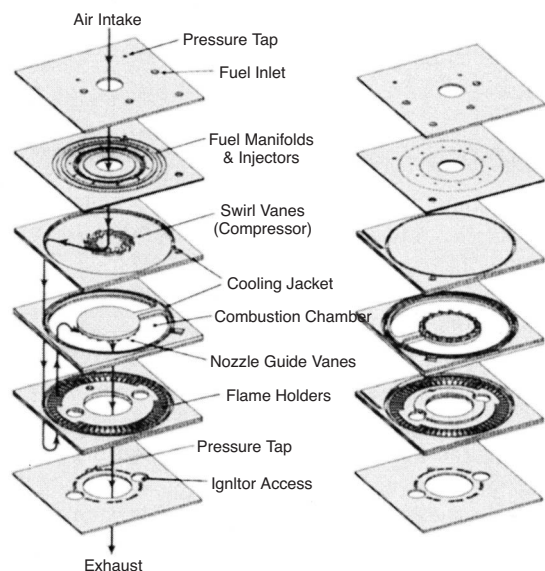


圖 8. 以 DRIE 個別加工六層 Si 晶片之微型汽渦輪機結構分解圖<sup>(13)</sup>。

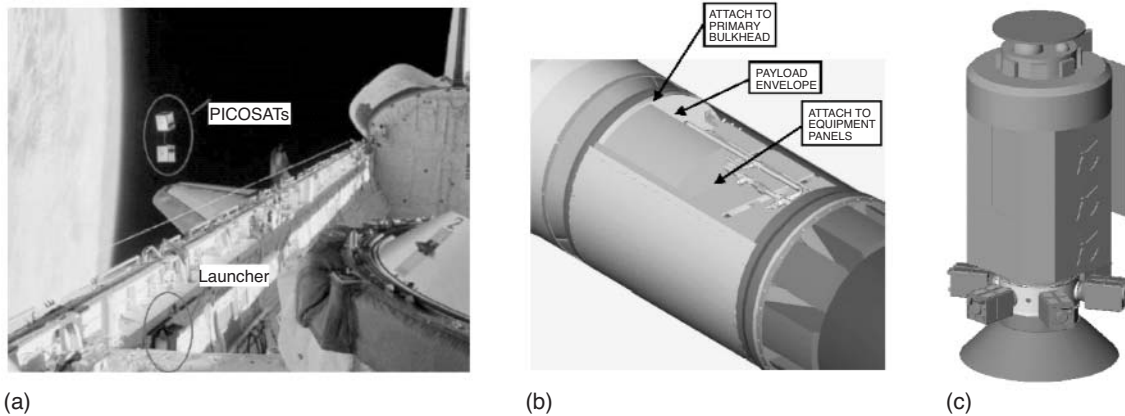


圖 9. MEMS 元件之太空測試機會：(a) 皮米衛星從太空梭的貨物艙透過發射器進入太空<sup>(9)</sup>；(b) Scorpius<sup>®</sup> SR-XM-2 飛行載具預留的酬載空間示意圖<sup>(11)</sup>；(c) 備用酬載轉接器概念<sup>(16)</sup>。

## 五、結語

為了使太空任務所花費的成本得以有效降低，促使飛行載具的小型化已成為必然的趨勢。微機電系統近二十年來的蓬勃發展，正好提供飛行器小型化必要的加工技術與量產工具。然而，欲將所開發的 MEMS 元件成功地應用於太空計畫的飛行載具或儀器酬載上，必須先克服該技術成熟度不足的問題。因此，如何增加更多太空環境測試與可靠度認證的機會，是當前必須要解決的課題。

## 參考文獻

1. L. M. Miller, *Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering*, **3680** (I), 2 (1999).
2. <http://www.iaalab.ncku.edu.tw/sepeo/index.htm>
3. J. D. Stevenson, "Cheap Access to Space (CATS) and Minimum Cost Design (MCD)" *MIT Rocket Team Lecture Series* (2002).
4. <http://centaur.sstl.co.uk/SSH>
5. S. Cass, *IEEE Spectrum*, **38** (7), 56 (2001).
6. D. H. Lewis, S. W. Janson, R. B. Cohen, and E. K. Antonsson, *Sensors and Actuators, A: Physical*, **80** (2), 143 (2000).
7. G. Stix, *Scientific American*, **279** (5), 50 (1998).
8. <http://spaceflightnow.com/news/n0105/17trwmems>
9. T. George, *Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering*, **5116** (I), 136 (2003).
10. S. McNamara and Y. B. Gianchandani, *The 12th International*

*Conference on Solid-State Sensors, Actuators and Microsystems (Transducer '03)*, **2**, 8 (2003).

11. B. D'Souza, A. Jamison, M. Young, A. D. Ketsdever, and A. Chinnery, *Proceedings of the 16th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites* (2002).
12. A. H. Epstein *et al.*, *International Conference on Solid State Sensors and Actuators (Transducers '97)*, **2**, 16 (1997).
13. A. Mehra, X. Zhang, A. A. Ayon, I. A. Waitz, M. A. Schmidt, and C. M. Spadaccini, *Journal of Microelectromechanical Systems*, **9** (4), 517 (2000).
14. A. Mehra, A. A. Ayon, I. A. Waitz, and M. A. Schmidt, *Journal of Microelectromechanical Systems*, **8** (2), 152 (1999).
15. F. Pranajaya, C. Garcia-Sacristan, C. Kitts, J. Cutler, B. Palmintier, and M. Swartwout, *Proceedings of the 2nd International Conference on Integrated Micro-Nanotechnology for Space Applications: Enabling Technologies for New Space Systems*, 11 (1999).
16. J. S. Goodwin and P. Wegner, *Proceedings of the 15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites* (2001).

• 何鍵宏先生為國立交通大學機械工程博士，現任國科會精密儀器發展中心副研究員。

• Chien-Hung Ho received his Ph.D. in mechanical engineering from National Chiao Tung University. He is currently an associate researcher at Precision Instrument Development Center, National Science Council.