

微型衛星酬載與組件

衛星發展趨勢已漸轉向時程快速及低經費的小型及微型衛星。近來科技日新月異，各國莫不思將最新科技應用於衛星上，尤其微機電技術的發展更將衛星微型化推向具體可行的境界，本文介紹衛星微小化不可或缺的微型酬載與組件發展現況，供有興趣者參考。

黃吉宏、吳順德、蔡和霖、李龍正、王必昌、黃明鴻

一、前言

衛星發展已有 40 餘年歷史，早期衛星發展僅止於美俄等強權大國，爾後歐洲、日本等先進國家逐漸加入，歐洲等國家並逐漸形成統合的歐洲太空總署 (European Space Agency, ESA)。近來發展中國家，包括台灣也逐漸以技術移轉或購買方式取得由本身控制的衛星。早期由 NASA (National Aeronautics and Space Administration) 或 ESA 等組織規劃的衛星發展時程長 (長可至 10 年)，重量體

積越來越大 (今年即將發射的 ENVISAT 甚至有 8211 kg⁽¹⁾)，而後經費的縮減，單一任務失敗的教訓，加以科技發展快速，衛星朝小型、單一任務、資料商業化發展已是不得不為的趨勢。近來國內外各大學或研究組織更將微小衛星視為科技發展及太空教育的測試平台，未來的天空可預期將是「滿天都是小星星」。

衛星微小化，相應各酬載及組件也須隨之微小化，微小化的關鍵在於體積重量微小化及消耗功率的減少，體積重量微小多應用微機電技術，而消耗的功率減少則有賴半導體技術 (如多晶片模組 (multi-chip module, MCM)、ASIC (application specific integrated circuit) 等)，其中也有利用 APS CMOS (active pixel sensor complementary metal oxide semiconductor) 感測器取代 CCD (charged couple device) 感測器的方式。單一微衛星的功能無法與大型衛星抗衡，然而編隊飛行^(2,3)的方式，將使微衛星星系的應用推向一無限功能的境界，前提是星系間彼此姿態及通訊的維持必須良好。

本文將介紹部份微型元件與酬載發展現況：

(1) 酬載微小化、(2) 皮米衛星在閃電現象觀察研究、(3) 星座追蹤儀縮小化、(4) 陀螺儀、(5) 微地球感測儀，以及 (6) 微噴推系統。衛星酬載及組件

黃吉宏先生為國立清華大學動機博士，現任國科會精密儀器發展中心副研究員。

吳順德先生為國立交通大學控制博士，現任國科會精密儀器發展中心副研究員。

蔡和霖先生為國立中山大學電機博士，現任國科會精密儀器發展中心副研究員。

李龍正先生為國立清華大學化學博士，現任國科會精密儀器發展中心副研究員。

王必昌先生為國立成功大學航太博士，現任國科會精密儀器發展中心副研究員。

黃明鴻先生為國立清華大學動機碩士，現任國科會精密儀器發展中心助理研究員。

不止於上述所列，本文也無法將現況完全呈現，然期望提供經整理的基本資訊，供有興趣者參考。

二、酬載微小化

基於太空探索朝向時程快速、低經費發展趨勢，除衛星本體微型化外，衛星酬載微小化也是各國太空計畫發展方向。衛星酬載就其功能可區分為三大部分：(1) 資料收集次系統、(2) 資料 / 訊號轉換次系統及 (3) 電力與衛星介面。酬載微型化可行與否取決於三大次系統現有工程技術極限能否符合科學研究目的。運用衛星進行科學研究任務範圍極廣，以 COSPAR (Committee On Space Research) 為例，共設立八個委員會及七個小組⁽⁴⁾ (如表 1 所示)，其中共有六個委員會 (SC A - SC F) 與衛星任務科學目的直接相關，進一步歸類大略可區分為三大類：

- (1) 地球觀測：研究內容包含環境變遷觀測、大氣及氣象偵測等。
- (2) 近地物理：研究內容含括地球重力場、地球磁場及電離層研究等；
- (3) 天文研究與星際：軌道天文觀測、彗星研究、太陽地球交互作用、太陽及太陽系行星探索等。

在一片微型化聲中，並非所有酬載或組件均可任意微型化，就地球觀測而言，應用的科學設備主要集中在於被動式光學 / 紅外光學影像儀 (optical/infrared imager) 與主動式 RF 影像儀，近年來地球觀測酬載朝向高空間與高光譜解析度及主動式酬載發展。就光學式影像儀而言，進入鏡頭之光輻射通量 Φ_{aperture} 可以下式表示⁽⁵⁾

$$\Phi_{\text{aperture}} = \frac{A_{\text{target}} A_{\text{aperture}}}{R_{\text{target}}^2} \int_{\lambda_{\text{min}}}^{\lambda_{\text{max}}} L_{\text{target}}(\lambda) d\lambda$$

當解析度提高時， A_{target} 下降，若軌道高度與光譜量測範圍相同，且資料 / 訊號轉換次系統所使用感測器材料與設計相同，則不使 SNR (signal to noise ratio) 劣化的先決條件就必須增大入瞳口徑，使得高解析度光學 / 紅外光學影像儀朝向大型化發展，

無法進行微型化，因此對於高解析度地球觀測系統目前均採取輕量化的發展方向。而本文探討的微機電技術則多半應用於控制成像平面與 (衛) 星際光通訊導光使用⁽⁶⁾ 與感測器 (如紅外感測器) 的製造上。

以上原因正足以說明，根據現有資料顯示，目前酬載微型化發展均集中於近地物理研究與星際探索任務上。微型化基本上可分為兩個方向，其一是將科學儀器的功能直接應用微機電技術整合成微系統，另一則透過封裝技術如多晶片模組 (MCM) 與超薄晶片系統 (ultra thin chip system, UTCS) 等整合電子系統，降低電路板尺寸及耗電量，或直接以 SOC (system on chip) 的概念將電路與部分的感測器整合成系統晶片組。以下僅就目前計畫中或已執行之科學任務並就具有實際太空應用潛力之科學儀器進行介紹。

1. ESA SMART-1 計畫⁽⁷⁾

SMART (Small Missions for Advanced Researcher and Technology) 為 ESA 所提出一系列衛星用以測試未來可能應用於大型計畫之新技術，SMART-1 主要用於測試 solar electric propulsion 系統，並將繞行月球軌道六個月，由於相關的詳細資料不易獲得，因此僅就確實應用微型化技術之酬載進行介紹如下。

- (1) AMIE (Asteroid-Moon Imager Experiment)：為一探測星球表面用科學酬載，所使用的感測器為 Thomson-CSF 7888 1k × 1k 面型 CCD，視角為 $5.3^\circ \times 5.3^\circ$ ，原型鏡頭部分重量為 35 g (包含鏡頭、光機介面與電路)⁽⁸⁾。AMIE 系統則裝有紫外光 (450 nm)、可見光與近紅外光 (950 nm) 三組濾片，系統總重量為 450 g⁽⁷⁾。微型化與輕量化的關鍵在 AMIE 於電路設計上採用 MCM-V (multi-chip modulus-vertical) 的 3D-stack 封裝方式搭配 UTCS 技術達成。在酬載與衛星介面部份，將介面直接設計成彈簧，以同時滿足輕量化與防振的要求。
- (2) D-CIXS (Demonstration of a Compact Imaging X-ray Spectrometer)：科學設備目的為自月球軌道測定具空間高解析度並涵蓋月球表面的組成成

表 1. COSPAR 科學研究委員會及小組。

Committee	Mission
SC A Space Studies of the Earth's Surface, Meteorology and Climate	The principal goal of the Commission is to promote and enhance effective international co-ordination, discussion, and cooperation in areas of studies of the lower atmosphere-ocean-land system, where space observations can make unique and useful contributions.
SC B Space Studies of the Earth-Moon System, Planets, and Small Bodies of the Solar System	The planetary bodies of the solar system (including the Earth), especially evolutionary, dynamic and structural aspects; planetary atmospheres are included insofar as these are essential attributes of their main body; smaller bodies, including satellites, planetary rings, asteroids, comets, meteorites, and cosmic dust.
SC C Space Studies of the Upper Atmospheres of the Earth and Planets Including Reference Atmospheres	The Commission stimulates planning of cooperative research program; investigates specified aspects of the properties and structure of the upper atmospheres of the Earth and planets; plans symposia and topical meetings in which new results are presented and discussed, and develops comprehensive reference atmospheres and ionospheres for the Earth and planets.
SC D Space Plasmas in the Solar System, Including Planetary Magnetospheres	Sub-Commission D1 on the Heliosphere Sub-Commission D2/E3 on the Transition from the Sun to the Heliosphere Sub-Commission D3 on Magnetospheres Sub-Commission C5/D4 on Theory and Observations of Active Experiments
SC E Research in Astrophysics from Space	Not specified
SC F Life Sciences as Related to Space	(1) Effects of extraterrestrial environments on living systems (2) Origin and evolution of life (3) Mechanisms and dynamics of ecosystems
SC G Materials Sciences in Space	Scientific experiments in materials and fluid sciences performed in space that utilize the physical conditions of space, mainly reduced gravity, for their objectives. The Commission reviews fundamental theoretical and experimental investigations which will yield significant new understanding in this field, recommends promising avenues for future research, and coordinates exchanges of information on scientific subjects.
SC H Fundamental Physics in Space	(1) Discovering and exploring fundamental physical laws governing matter, space and time. (2) Establishing organizing principles in physics from which structure and complexity emerge.

PSD: Technical Panel on Satellite Dynamics

PSB: Panel on Technical Problems Related to Scientific Ballooning

PEDAS: Panel on Potentially Environmentally Detrimental Activities in Space

PSRDC: Panel on Space Research in Developing Countries

PSRB: Panel on Standard Radiation Belts

PSW: Panel on Space Weather

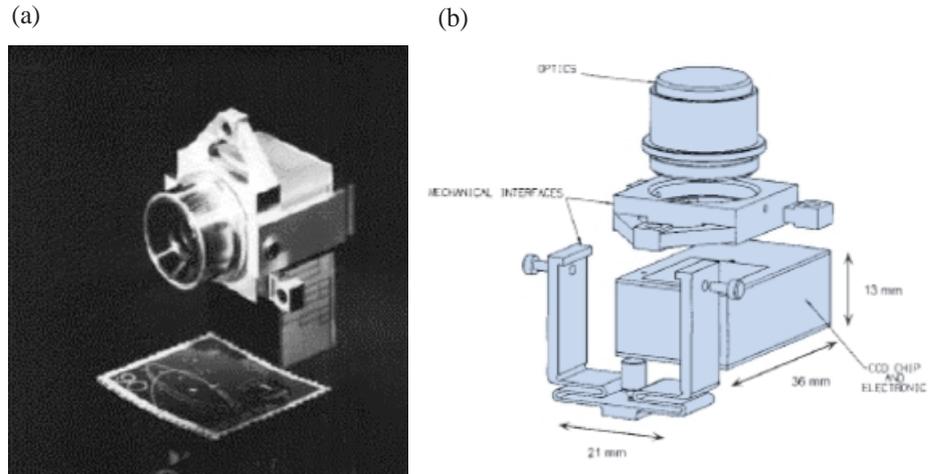
PPP: Panel on Planetary Protection

分，用以驗證月球形成理論⁽⁹⁾。包含電子設備大小為 110 mm × 150 mm × 180 mm、重量約 3.5 kg，儀器基本架構如圖 2 所示⁽¹⁰⁾，此一儀器採

用 Swept Charge Device X-ray Sensors 及微結構準直儀 (collimator) 兩項新技術。其中準直儀由 1 cm²、1.0 mm 厚的網目 (mesh) 狀元件所組

圖 1.

(a) AMIE 鏡頭 (含光學、光機與電子電路) 外觀, (b) AMIE 大部尺寸圖。



成, 每一網目壁厚為 $30\ \mu\text{m}$, 孔大小約為 $200\ \mu\text{m}$ 。其製程技術係採用微系統加工方式, 為於 $1\ \text{mm}$ 厚的三吋矽晶圓板上, 塗以 SU-8 光阻, 經 UV 曝光後以化學蝕刻技術移去, 再以電子佈植 (electro-planting) 方式製作微結構, 其結構如圖 3 所示⁽¹¹⁾。

2. 火星任務用科學酬載

NASA 與 ESA 等各大太空計畫單位近年來均致力於火星探測計畫, 分別規劃一系列的火星任務, 透過軌道衛星與登陸儀器進行完整的探測。以 ESA2003 年「Mars Express」任務為例, 此次任務將載有七項軌道酬載與八項地面酬載⁽¹²⁾, 酬載與重

量如表 2 所示。由表中酬載重量清楚顯示, 登陸火星部分之科學儀器設備遠較軌道儀器為輕, 重量大部分小於 $1\ \text{kg}$, 明顯應用微型化技術, 但詳細資料並不完整, 因此僅就所蒐集火星探測計畫資料, 確實應用微小化技術之兩個酬載進行介紹。

(1) 光學顯微鏡 (optical microscope): 如圖 4 所示⁽¹³⁾, 以 AMIE 為基本架構, 使用相同感測器與電子電路設計, 鏡頭採 Coke Triplet 設計, 由光學與 CCD 所組成的系統, 前焦長為 $12\ \text{mm}$, 景深為 $40\ \mu\text{m}$; 用於測定火星表面岩石、塵土、大氣微粒與可能生命跡象之尋找, 總重量約為 $165\ \text{g}$, 前置 12 個 LED 為光源, 包含紅、綠、藍與紫外 ($375\ \mu\text{m}$) 等四種, 其中紫外 LED 主要用於搜尋可能微生物之用。

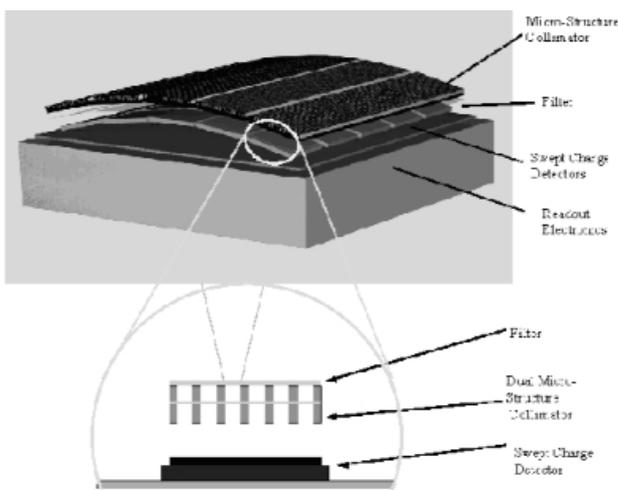


圖 2. D-CIXS 儀器架構圖。

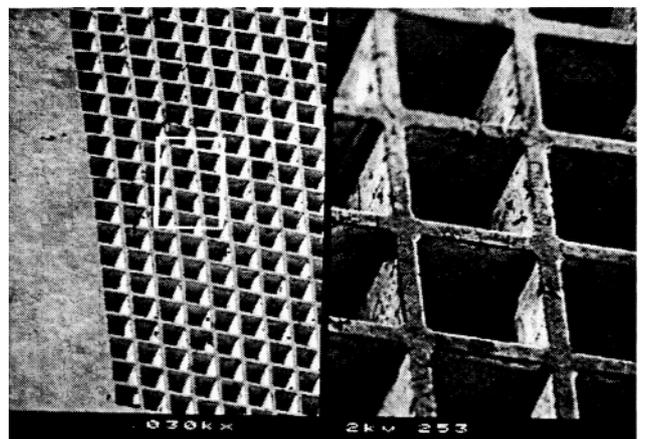


圖 3. D-CIXS Collimator 微結構。

表 2. ESA MARS EXPRESS 任務酬載。

Payload	重量 (kg)
Orbit Payload-Acronym	106.1
HRSC-High Resolution Stereo Colour Imager	20.4
OMEGA-IR Mapping Spectrometer	28.6
PFS-Atmospheric Fourier Spectrometer	30.8
MARSIS-Subsurface-Sounding Radar/Altimeter	13.7
ASPERA-Energetic Neutral Atoms Analyzer	7.9
SPICAM-UV Atmospheric Spectrometer	4.7
RSE-Radio Science Experiment	-
Begale Lander Payload	10.28
Instrument:	
Gas Chromatography/Mass Spectrometry	3.51
Sample Handling System	0.86
Panchromatic Camera	0.44
Wide-angle Camera	0.05
Microscope	0.30
Mossbauer Spectrometer	0.50
X-ray Spectrometer	0.30
Environmental Sensors	0.18
Mechanisms:	
Robotic Arm	2.64
Mole and Grinder	1.50

- (2) MECA Microscope Station : 為 NASA MECA (Mars Environment Compatibility Assessment) 計畫中 2003 年火星任務的重要酬載，如圖 5 所示⁽¹⁴⁾，包含 LED 光源、光學顯微鏡、原子力顯微鏡 (atomic force microscope, AFM) 系統與送料轉盤等 (如圖 5 中所標示 1、2、3、4)，用以研究火星表面塵土與岩石特性，其中 AFM 之探頭 (如圖 6 所示)⁽¹⁴⁾ 以微結構加工技術製成⁽¹⁵⁾，其加工流程如圖 7 所示⁽¹⁵⁾。其上共有八組探頭，其中四組探頭為矽晶 (silicon tip)，另外四個則為 CVD 模造鑽石探頭 (chemical vapor deposition (CVD) molded diamond tip)，探頭懸臂長於 580 - 610 μm 間、寬度為 160 μm ，而懸臂厚度則為 8 μm ，懸臂間距離則為 2.6 mm。
- (3) 除上述已經規劃於實際太空任務用微型儀器外，仍有其他可能用於未來太空任務之微小化系統。Hadamard-Minispectrometer⁽¹⁶⁾ (如圖 8 所



圖 4. ESA 2003 Mars Express 計畫用顯微鏡原型。

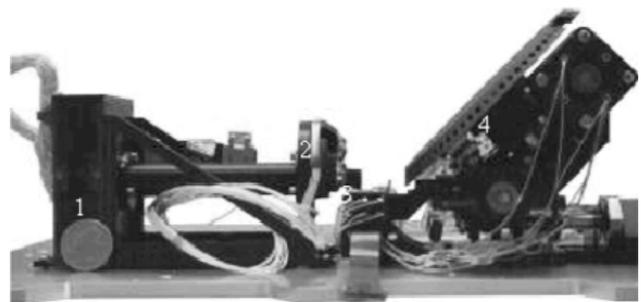


圖 5. NASA MECA 酬載。

示) 為 DLR (Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt, German Aerospace Center) 與 ESA/ESTEC (Research and Technology Center for the European Space Agency) 合作之計畫，目前光譜儀大小為 $9 \times 9 \times 13 \text{ cm}^3$ (包含光學系統但不包含電子電路)，光譜範圍為 240 nm 至 650 nm、光譜解析度為 1 nm。整個系統的核心在於此光譜儀應用可程式微狹縫晶片 (programmable micro slit chip) 作為控制 (如圖 9 所示)，透過控制狹縫關閉位置的變化，感測器上將感測來自不同狹縫進入的合成光譜 (如圖 10 所示)，若 [M] 表合成光譜，[S] 為狹縫函數，[X] 為待測光譜；則感測器上合成光譜可表為 $[M] = [S][X]$ ，而待測光譜可透過轉換計算獲得；因此光譜儀設計重點在於狹縫開關的準確度與雜光抑制程度，目前該儀器採用 7 個狹縫的微狹縫組，配合兩組感測器所組成，就其光譜解析力

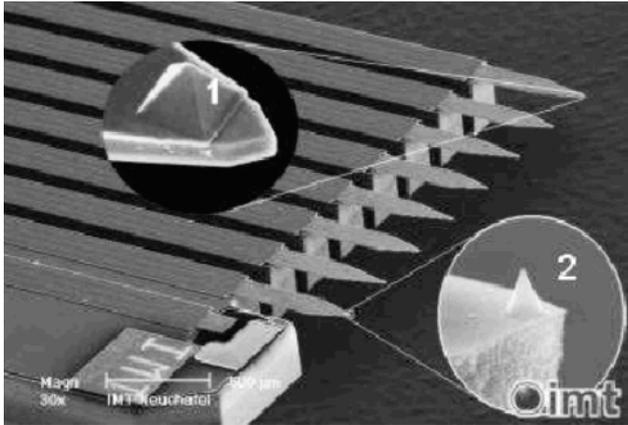


圖 6. 電子顯微鏡下之 AFM 探頭結構。

已具有進行部分研究價值。

三、皮米衛星在閃電現象觀察研究

利用衛星觀察閃電是近年來科學家急於進行工作目標，如中華衛星二號的科學酬載 ISUAL (Imager for Sprite and Upper Atmospheric Lighting)，Santa Clara 大學學生研究團隊 ARTEMIS (<http://screem.engr.scu.edu/artemis>) 皮米衛星計畫，美國太空總署和史丹佛研究團隊合作所開發小型衛星 TRIEX (Thunder Infrared Radiation Explorer)、微型衛星 EMERALD (Electromagnetic Radiation and Lighting Detection Electromagnetic Radiation and Lighting Detection) 及皮米衛星 PEARL (Picosatellite Ejection and Reception of Lightning) 等系列衛星都是為了進行閃電及其相關現象觀察研究⁽¹⁷⁾。在公元 2000 年 2 月份，ARTEMIS 團隊成功發射 Thelma 和 Louise 二顆皮米衛星研究雷鳴和閃電現象，以母子衛星方式呈現，然因母衛星傳訊問題，且子衛星壽命很短，使得閃電的衛星觀察計畫稍受打擊。儘管如此，低成本的 (僅 US\$2,500) 皮米衛星 PEARL 仍承續前二顆衛星理念，持續改良，也同樣以母衛星和子衛星姿態呈現，母衛星為一個微型衛星 OPAL (Orbiting Picosatellite Launcher)，數個子衛星 PERAL 皆含有超低頻接受器 (very low frequency, VLF) (約 300 Hz - 20 kHz)，收受電離層 VLF 信號，當閃電發生時，VLF 信號強度會改

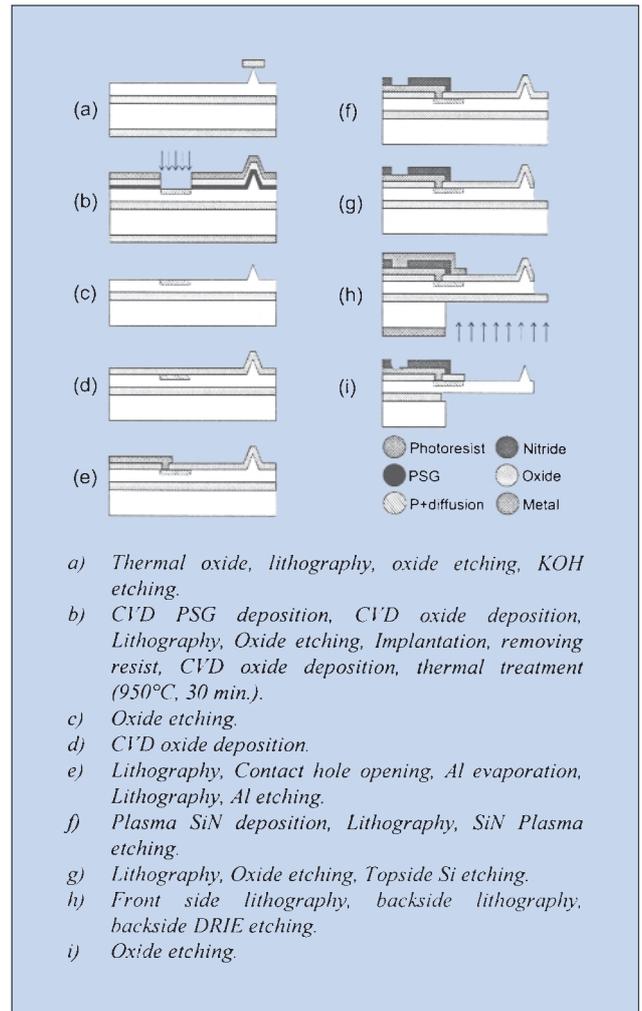


圖 7. AFM 探頭結構製程示意圖。

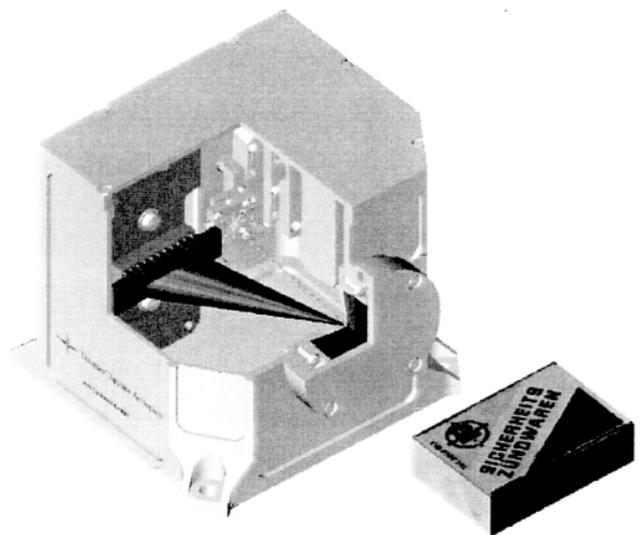


圖 8. Hadamard 微小光譜儀。

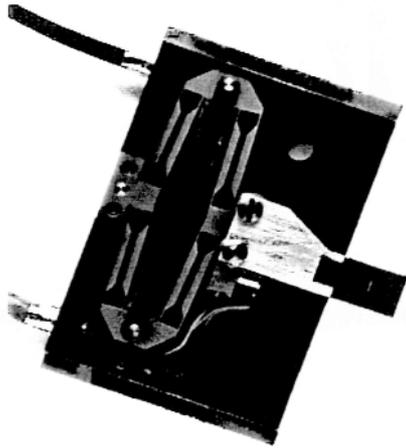


圖 9. 可程式微狹縫及控制電路。

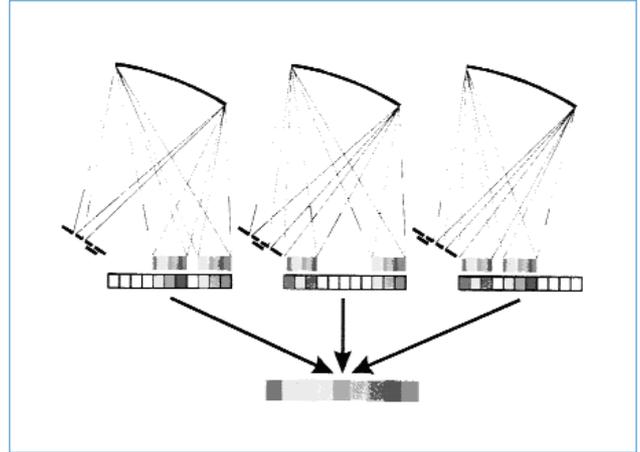


圖 10. 狹縫關閉位置與合成光譜關係。

變，從 VLF 信號變化的時序分佈，可瞭解閃電發生區域，藉此瞭解閃電強度和分佈範圍。另外該子衛星也含有小型全球定位器 (global positioning system, GPS)，以顯現子衛星方位。子衛星 PERAL 收到閃電後 VLF 的訊息，會以無線電波 FM 傳告 OPAL 有關 VHF 和 GPS 相關資料，OPAL 會將這些訊息以 FM 方式傳到地面站，她們之間工作關係可由圖 11(c) 表示。圖 11(a) 為 PERAL 衛星載具 OPAL 微型衛星於天空飛行的素描，圖 11(b) 為早期皮米衛星雛型電路，內含微小型 VLF 接受器和 GPS (採用省電 CMOS 架構)，實際操作上，如何解決 VLF 和 FM 兩種電波的相互干擾，也是一大課題。子衛星以 Motorola 68HC11 微處理器控制系統機制，並利用被動磁性穩定器，試圖藉以控制衛星自旋，以求得姿態控制。由圖 11(c) 可瞭解母子衛星工作分配關係，概念上子衛星是一群，可以大

範圍瞭解閃電後來自四面八方 VLF 訊息，藉此可完整了解閃電對大氣層整體影響情況。

PERAL 衛星使用一些塑膠元件，其壽命僅數小時至三天，然全球閃電皆有其季節性和特定區，據估計全球閃電次數每年約 12 億次⁽¹⁸⁾，每次產生閃電時間雖僅數十 ms，VLF 信號變化也在此數十 ms，但長距離 VLF 信號卻有數分鐘延遲之久，所以觀測任務雖然艱鉅，從 Thelma 和 Louise 失敗經驗，相信只要讓皮米衛星的生命期加長，其閃電觀察研究是可行的。

四、星座追蹤儀 (Star Tracker) 縮小化

現今衛星姿態控制系統大多是由感測器、控制器及致動器等三個部分所構成的一個回授控制系統。由感測器感知衛星瞬間所在之姿態，與控制命

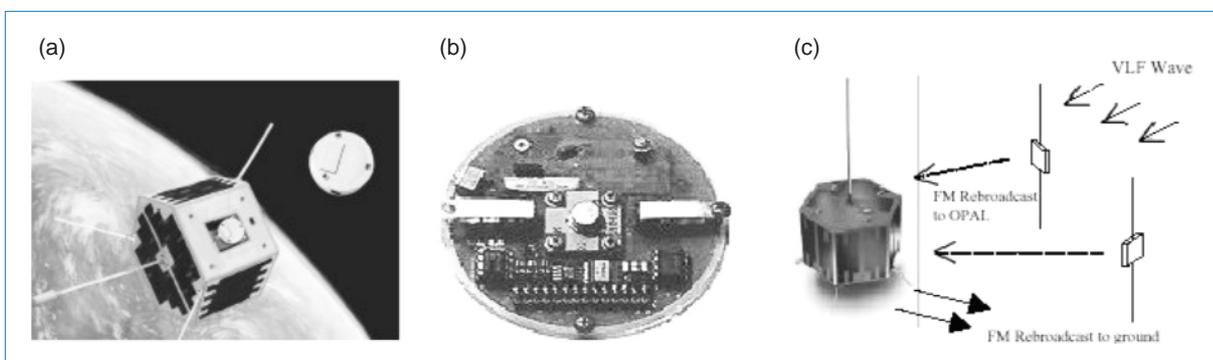


圖 11. OPAL 及 PEARL 衛星，(a) 載具微型衛星彩繪，(b) PEARL 雛型電路，(c) 母子衛星工作分配關係。

表 3.
商品化星座追蹤儀規格。

公司	型號	質量	大小	視角	角度解析力
EMS	CALTRAC	7.49 lb	330 × 225 × 225 mm	36° × 27°	0.005 0.002
Raytheon	HD-1003	8 lb	16 × 6.2 × 4.4		0.006
Ball	CT-631	5.5 lb			
TNO-TPD	MEFIST	8.37 lb	15 × 20		

令比較後，透過控制器計算出控制力 (control effort) 命令，再交由致動器調整衛星姿態，如此形成一閉迴路控制路徑，可調整或保持衛星之姿態。常用的感測元件有太陽感測器 (sun sensor)、地球感測器 (earth sensor)、星座追蹤儀及磁力計等，致動器則有噴推系統、飛輪及磁性扭力棒等。以下分別介紹數種組件微型化現況。

在衛星發展朝縮小化的趨勢中，衛星上所搭載儀器重量減少、體積縮小與省電的要求日益升高。目前已商品化的星座追蹤儀中，重量最輕的也有 5.5 lb (見表 3)。這個重量在微衛星 (重量小於 100 kg) 使用時尚可接受，當用於奈米衛星 (重量小於 10 kg) 時就明顯過重了。降低重量、體積與耗電量，成為發展下一代星座追蹤儀的首要考量。

利用 CMOS 感測器所製成的星座追蹤儀已問世，是由英國的 Sira⁽¹⁹⁾ 公司與比利時 IMEC 合作，利用比利時 Fillfactory⁽²⁰⁾ 公司所開發的 CMOS 感測器發展出 CMOS 星座追蹤儀。採用的感測器在靈敏度、暗電流與畫素不均勻度方面皆接近 CCD 感測器。在光學鏡頭方面運用繞射元件降低鏡頭重量與體積，採用 MCM 的技術降低電子電路的重量與體積，再加上 CMOS 感測器的高整合性，使得整個星座追蹤儀模組縮小到 60 mm³ (如圖 12)，重量降為 310 g。其規格如表 4 所列。



圖 12. ASCoSS 外觀立體圖。

除了鏡頭縮小化與電路縮小化之外，CMOS 感測器的可定址視窗化特性也是一項優點，追蹤星座時只取星座位置附近的影像可提高資料更新頻率，不同亮度的星座影像可用不同的積分時間針對星座所在視窗加以擷取，影像的擷取時間可大幅縮減，也可避免影像部分飽和或部分過暗的情形。

應用日益成熟的 APS CMOS 感測器、光學鏡頭採用繞射元件，以及電子電路採用 MCM 是星座追蹤儀縮小化的三大方向，在微小衛星的潮流中，星座追蹤儀的設計將持續縮小。

五、陀螺儀

在航行器 (飛機、衛星、飛彈、火箭、艦艇等) 的導引與控制中，如何得知航行器的位置、速度、姿態與航向是一個重要的課題。陀螺儀 (gyroscope 或 gyro) 是最常用來感測運動體角速度和角度的感測元件之一。傳統的陀螺儀大概有三類：(1) 機械式陀螺儀、(2) 雷射陀螺儀及 (3) 光纖陀螺儀。

由於未來衛星的發展方向是朝任務單一化、本體微小化、價格便宜化的方向發展，因此衛星酬載的微小化是不可避免的，微陀螺儀的研製亦是必然之趨勢。由於矽微加工技術的蓬勃發展，利用矽微加工技術來製作的矽晶微陀螺儀乃成顯學。除了矽

表 4. ASCoSS 規格。

最暗星等	5 等星
全視角	20 × 20 度
影像更換速率	10 Hz
準確度	1 角分 (arc minute) (2 μ)
消耗功率	3.3 W
焦比	F/2.6
質量	310 g

晶微陀螺儀外，利用壓電材料製成的壓電陀螺儀也已經發展成熟，目前市面上已有不少的產品出現。以下將對上述幾類陀螺儀做簡略的介紹。

1. 機械陀螺儀

機械式的陀螺儀主要原理是利用轉子繞其對稱軸作高速旋轉來產生角動量 (H)，此角動量在沒有力矩作用時，會維持一定的方向和大小；當力矩 (M) 作用於物體時，則此角動量將沿著一定的方向進動 (precession)。力矩、角動量與進動角速度 (Ω) 的關係可用下式描述：

$$M = \Omega \times H$$

其中 \times 為向量外積。若將產生角動量的轉子經由環架 (gimbals) 安裝在運動體上，則運動體對慣性空間所轉動的角度可由環架上的信號產生器量得，若將角動量固定在運動體上，隨著運動體一起轉動，則運動體的轉速就可由運動體作用在角動量上的力矩算出，通常此力矩由陀螺儀內的扭力馬達供給，保持陀螺儀的輸出軸於無信號的位置，然後量測輸入扭力馬達的電流，即可求得沿陀螺儀輸入軸的角速度。

2. 雷射陀螺儀

現代慣性導航系統用的感測器必須具有高可靠度和寬廣的動態範圍，對機械陀螺儀而言，這些目

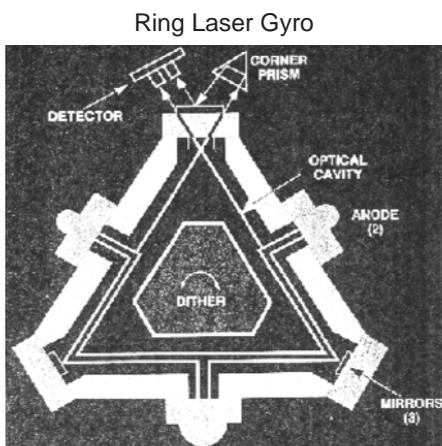


圖 13. 雷射陀螺儀。

標是不易達成的，於是有雷射陀螺儀的產生。雷射陀螺儀的原理是利用兩束雷射光在旋轉封閉的環路中，如圖 13 所示，以相反方向行進，環路的旋轉會造成這兩束雷射光的頻率有所不同，利用這個頻率差，可以下式求出旋轉角速度：

$$\Omega = \frac{\lambda \Delta f}{4A}$$

其中 Ω 為旋轉角速度， Δf 為頻率差， A 為光環行的面積， L 為光環行的長度， λ 為雷射光的波長。

3. 光纖陀螺儀

光纖陀螺儀的工作原理是將雷射光由外界導入數百匝的細微光纖中，如圖 14 所示。入射光經由分光鏡分為兩部分導入光纖環內，光行進的路徑一為順時針另一為逆時針。光纖環靜止不動時，兩者所走的光程相等，出來的光線遇合在一起時，由於相位相同，呈現相加的干涉效應，但如果將光纖環旋轉時，順反時針方向的兩光束的光程將不同，因此走回分光鏡的時間也不同，而產生干涉相位差，相位差與轉速的數學關係如下：

$$\Delta\phi = \frac{4\pi RL\Omega}{\lambda C}$$

其中 $\Delta\phi$ 為干涉相位差， R 為光纖環半徑， L 為光纖環總長度， λ 為雷射光之波長， C 為光速， Ω 為轉速。

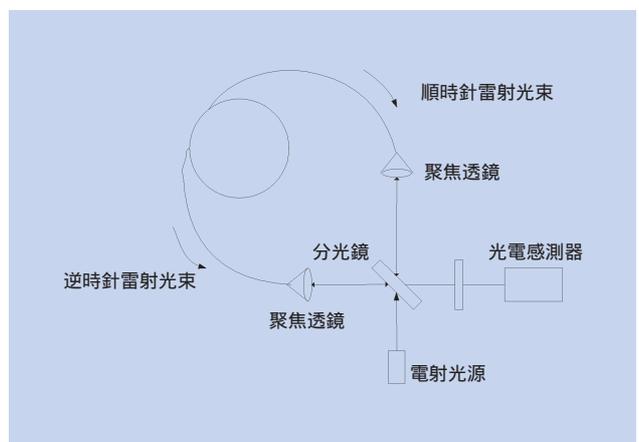


圖 14. 光纖陀螺儀。

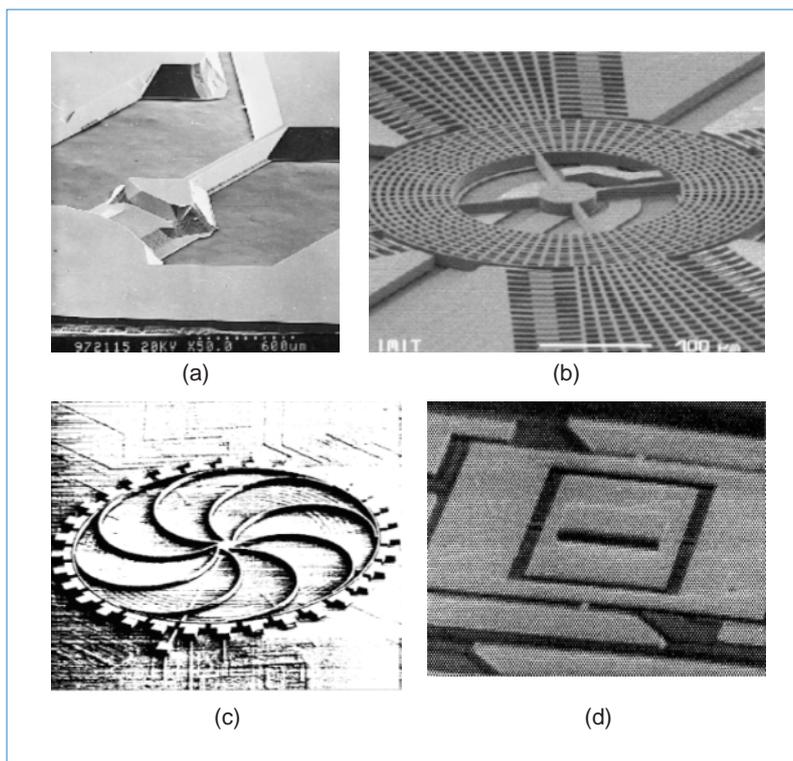


圖 15.
 (a) 樑 - 重物型結構。
 (b) 旋轉盤式陀螺儀。
 (c) 震動環式陀螺儀。
 (d) 雙平衡環式陀螺儀。

4. 矽晶微陀螺儀

由於矽晶微加工技術的蓬勃發展，使得矽晶微陀螺儀研究飛快地成長，各式各樣的微陀螺儀製造方式被發表出來，種類相當繁多，筆者不揣鄙陋，將期刊論文與網路上所蒐集到的微陀螺儀依其機械結構分類如下：懸臂樑結構 (cantilever beam)⁽²¹⁾、樑 - 重物型結構 (beam-mass structure, 圖 15(a))⁽²²⁾、旋轉盤式陀螺儀 (rotating plate gyro, 圖 15(b))^(23,24)、震動環式陀螺儀 (vibratory ring gyro, 圖 15(c))⁽²⁵⁾、雙平衡環式陀螺儀 (double gimbals gyro, 圖 15(d))⁽²⁶⁾、梳狀馬達陀螺儀 (comb driver gyro, 圖 16)^(27,28)。

大部分矽晶微陀螺儀是利用科氏力 (Coriolis force) 來作為其運作原理，以梳狀馬達陀螺儀為例 (見圖 16(b))，當藍色體與棕色體之間存在電壓差 (稱為驅動電壓) 時，可使藍色體產生運動，當外加一個弦波形式的驅動電壓時，藍色結構體將會進行 x 軸方向的往返運動 (oscillation)，假設整個結構以逆時針的方向進行旋轉，那麼將會在 y 軸的方向產生科氏力，而使藍色體產生 y 軸方向的加速度，此加速度會改變藍色體與綠色體之間間隙，而使電

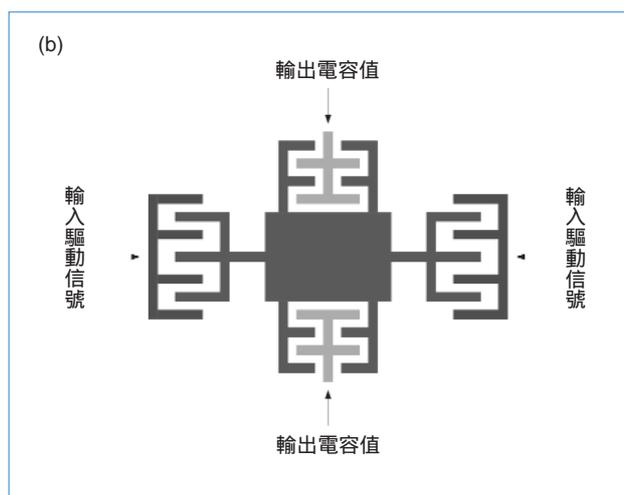
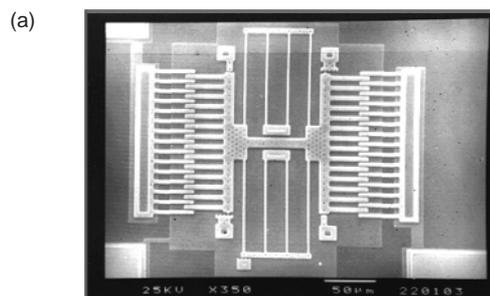


圖 16. (a) 梳狀馬達陀螺儀，(b) 梳狀馬達陀螺儀原理示意圖。

容值產生變化，只要偵測到電容的變化量，即可推算出轉速的大小。Integrated Micro Instrument (IMI) 公司所研製的 z 軸微陀螺儀即屬此類型之微陀螺儀⁽²⁸⁾。

除了 z 軸微陀螺儀之外，IMI 公司還有另一項研發產品：耦合式雙軸陀螺儀 (dual axis gyro, 圖 17(a))^(28,29)。此陀螺儀的最大特徵是，它可以量測 x 軸或 y 軸的轉速 (但不可以同時量測 x 軸與 y 軸的轉速)。圖 17(b) 為耦合式雙軸陀螺儀的概要圖，轉子以 z 軸為軸心作震盪，當基板對 x 軸作旋轉時， y 軸方向將會因柯氏力而產生傾斜；同樣地，當基板對 y 軸作旋轉時， x 軸方向將會因柯氏力而產生傾斜；而這個傾斜將造成轉子與感測電極之間的電容產生變化，經由特殊設計的電路量得電容之變化，就可推算出轉動的方向與大小。

除了 IMI 公司之外，Microsensor 公司也成功的開發出矽晶微陀螺儀，稱為 Silicon Micro Ring Gyro (MRG, 圖 18)⁽³⁰⁾。日本的住友精密工業 (Sumitomo

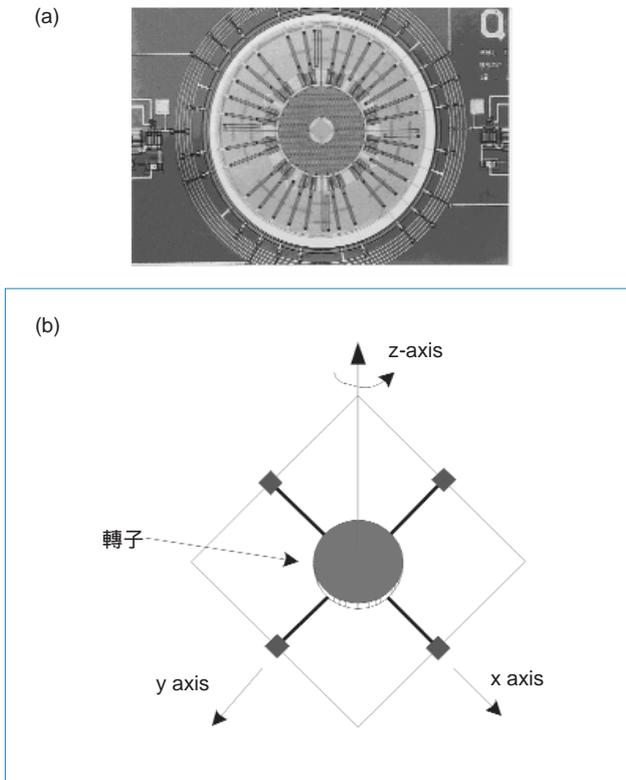


圖 17. (a) IMI 耦合式雙軸陀螺儀，(b) 耦合式雙軸陀螺儀原理示意圖。

表 5. 矽晶微陀螺儀之電子特性。

參數	MRG (圖 19)	CRS03
輸入電壓	4.5 - 5.5 V	5 V
輸入功率	50 mW	
動態範圍	100 deg/sec	100 deg/sec
頻寬	50 Hz	
解析度	0.1 deg/sec	0.2 deg/sec
線性度	1 %	0.3 %
操作溫度	0 - 50 °C	-40 - 85 °C

Precision) 與英國的 British Aerospace 公司聯合開發的 CRS03 也具相當的實用價值⁽³¹⁾。

利用矽晶微加工技術所製造出來的微陀螺儀除了具有體積小、重量輕的優點之外，同時亦具有低耗能、雜訊小、敏感度高、大動態範圍的特性，表 5 所列為 MRG 與 CRS03 微陀螺儀的電子特性。

5. 壓電微陀螺儀

除了矽晶微陀螺儀外，利用壓電材料製作的壓電微陀螺儀亦漸漸受到重視，同時已有成熟的產品推出，例如 Hobbico 公司研發之 Multi-purpose Micro Piezo Gyro (圖 19)⁽³²⁾、Acroname 公司的

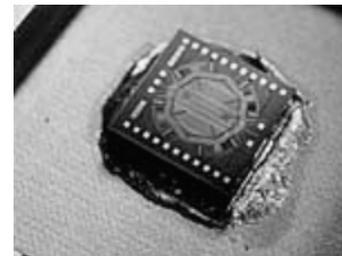


圖 18. MicroSensors 之 MRG。



圖 19. Micro Piezo Gyro。

表 6.
各個廠牌壓電微陀螺儀之比較。

參數	Hobbico	Acroname	Heli-Max
重量	14 g	16 g	14 g
尺寸	28 × 28 × 15 mm	26 × 26 × 16 mm	28 × 28 × 16 mm
工作電流	*	30 mA	35 mA
操作溫度	*	2 - 60 °C	10 - 35 °C

PG2000⁽³³⁾、Heli-Max 公司的 Micro-Piezo Gyro⁽³⁴⁾ 等。與矽晶微陀螺儀相比，壓電微陀螺儀除同樣具有體積小、重量輕、低耗能的優點之外，其可靠性 (reliability) 比矽晶微陀螺儀高。表 6 為各個廠牌壓電微陀螺儀之比較。

六、微地球感測儀

地球感測儀用於測知衛星相對於地球方位，為減少地面或高空水氣及雲層影響，一般利用 14 - 16 μm 的熱紅外波段來測知地球位置⁽³⁵⁾。地球感測儀較星座追蹤儀精度低，但價格低，同時較能抵抗宇宙輻射線。表 7 為地球感測儀規格範例，其工作机制略有不同，但目的相同。

新發展的微型地球感測儀如表 7 中第 2 及第 3 項，已可見微型化的痕跡。SERVO 公司利用相隔 90 度的焦平面測得地球及周圍外太空溫度，二者間溫度梯度記錄於焦平面上不同畫素，由溫度梯度可推知衛星相對於地球的方位。而 SODERN 公司利用 Xensor Integration 開發出來的 X 型感測器焦

平面，可達到減輕體積重量目的^(35,38)。

上述組件在微衛星或許可用，在更小型衛星的體積及功率限制下，地球感測儀必須微型化，微型化關鍵在於取得地球位置的機制必須改變，目前此類微型地球感測儀尚未看到商業產品，但可見於論文或實際微衛星計畫。在 ION-F (Ionospheric Observation Nanosatellite Formation)⁽³⁹⁾ 計畫使用 IMEC 1k × 1k 之 Fuga 15d CMOS 感測器，利用此感測器可即時定址取值的特點，取不同欄位溫度值，利用溫度差求取地球邊緣，並求得衛星方位。

七、微型噴推系統

由於微小衛星具備低成本與研發時程短等優點，非常適合於科學研究的實驗平台，因此世界各國莫不致力於微小型衛星的發展，近年來微機電製程技術的進步，使得微小化的實現又向前邁出了一大步，奈米衛星 (nanosatellite, < 10 kg) 與皮米衛星 (picosatellite, < 1 kg) 也相繼問世，而微衛星星系的觀念也不再遙不可及，如圖 20 所示。

表 7.
地球感測儀規格範例。

	STD 16 (SODERN) ⁽³⁶⁾	MiDES (SERVO) ⁽³⁷⁾	STS O2 (SODERN) ⁽³⁸⁾
瞬間視角	2.7° × 2.7°		
視角		11° (each directions)	± 20° (觀測範圍)
Roll	± 31° @ 850 km (Acquisition mode)		
pitch	± 16° @ 850 km (Acquisition mode)		
精度	18 × 10 ⁻³ deg.		0.03°
操作溫度	-25 - 60 °C	-20 - 60 °C	
感測器	15 μm 波段 bolometer	LTO 焦電材料	
尺寸	386 × 206 × 176 mm	137 × 137 × 131 mm	145 × 125 × 120 mm
重量	3.6 kg	< 1.4 kg	1.1 kg
消耗功率	< 8 W	< 0.8 W	3 W
隨機振動		28 g (rms)	
壽命	10 年		> 20 年

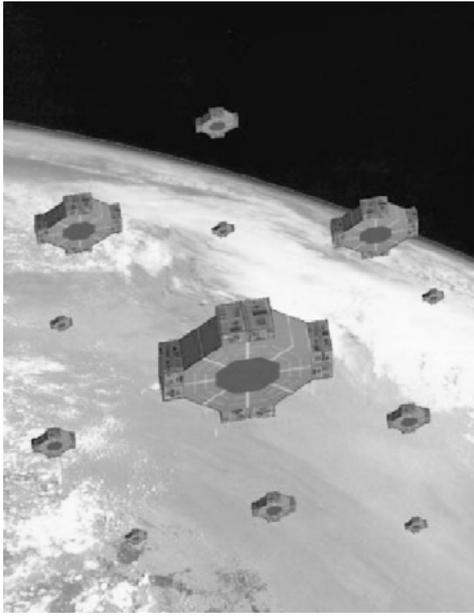


圖 20. 微衛星星系^(40,41)。

為了得到精確的姿態控制與靜止狀態的維持，微噴推 (micro-propulsion or micro-thruster) 系統的發展就成為刻不容緩的研究主題。由於衛星本身的質量與推進系統所能提供的最小推力決定了衛星姿態控制的精度，且因為微小衛星的質量大約為 1 kg，因此相對的其最小推力也必須很小，大概在 10^{-4} - 10^{-6} N.s 的數量級，加上其本身質量必須非常小，這是傳統噴推系統所無法達成的。

由美國國防部先進研究計畫機構 DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency) 提供的研究計畫已經成功開發出微噴推 (digital micro-propulsion) 系統⁽⁴²⁾，這種採用微機電技術做成的噴嘴包含有三層，如圖 21 所示。上層為厚 $0.5 \mu\text{m}$ 的方形氮化矽 (silicon nitride) 薄膜；中層為儲放推進燃料的圓孔，材質為光敏玻璃 (FOTURAN photo-sensitive glass)，厚度 1.5 mm；下層則是採 CMOS 製程所做的微電阻，其詳細結構如圖 22。

其作用原理為利用電阻點燃中層的推進劑，產生的高溫高壓氣體衝破薄膜，產生推力。這樣的設計有許多的優點，結構上沒有動件、沒有閥門 (因此沒有閥門洩漏的問題)、沒有管線以及外加的燃料儲存槽等，更可以將這樣的微噴推系統結構整合到衛星本體的結構上。且採用這樣的微噴推結構陣

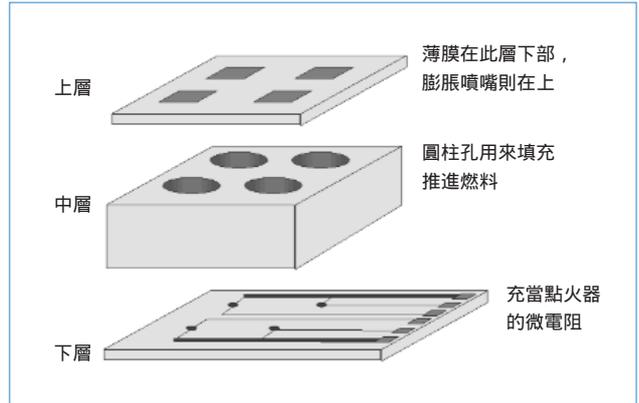


圖 21. 微噴嘴結構示意圖。

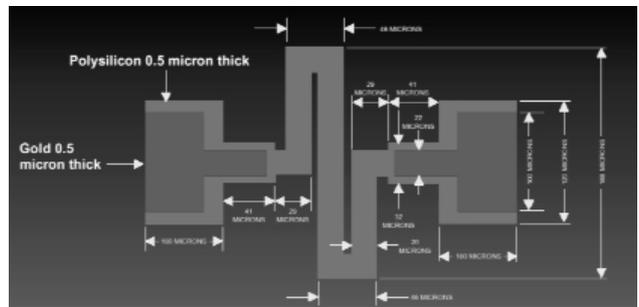


圖 22. CMOS 電阻設計。

列，可以分別控制各個微噴嘴的作動，也無需擔心因為單一噴推系統失敗的可能。以現有的微機電技術，一片晶片上可以製造出約百萬個這樣的微噴推結構。圖 23 為一已封裝完成的微噴推系統陣列，其上具有 3×5 陣列的微噴推結構。

這樣的微噴推系統經由試驗結果 (使用 lead styphnate 為推進劑)，可以產生約 10^{-4} N.m 的推力以及大約 100 W 的功率，其作用時間大約為 1 毫秒左右，估計若能使燃料完全燃燒，這樣的數據將可以提高到十倍。圖 24 為微噴推系統點火測試的連續照片。

八、結語

酬載及組件微小化如今已蔚為風潮，微型衛星及其星系未來的用途也已被認為是無可限量，雖然目前以研究及試驗性質居多，但如今的限制被未來視為理所當然的例子早已俯拾皆是，隨著科技發

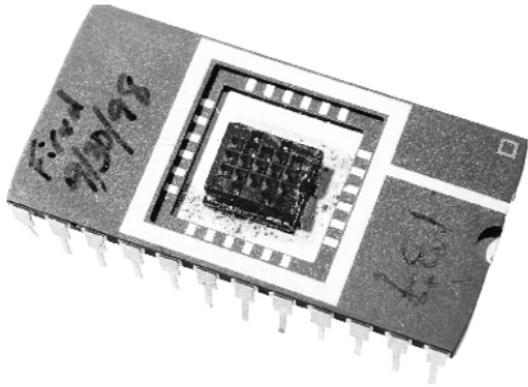


圖 23. 微噴推原型晶片。

展，現今的努力將為未來的局面提供最佳註腳。縱然光學式儀器微小化有其物理限制，但也許可預見的將來，微型衛星本身或她們提供的訊息，將充斥大家的周遭，如同空氣與水一般。

參考文獻

1. <http://envisat.esa.int>.
2. <http://cospar.itodys.jussieu.fr/SciStr/scistr.htm>.
3. L. Kim, et al., *University Nanosatellite Distributed Satellite Capabilities to Support TechSat 21*, 13th AIAA/USU Conference on Small Satellite (1999).
4. M. E Campell and K. F. Bohringer, *Intelligent Satellite Teams for Space System*, Final Report for the NASA Institute for Advanced Concept (1999).
5. R. D. Fierte and T. Tantalio, *Optical Engineering*, **40** (4), 574.
6. *Current Perspectives on MEMS Technology for Aerospace Applications*, Background Technical Paper for First Canada Workshop, The Aerospace Corporation.
7. http://sci.esa.int/content/doc/0f/19215_print.htm.
8. J. L. Jossier, F. Roussel, P. Plancke, G. Boucharlat, and C. Val, *Digital 1k x 1k Micro-Imager for Planetary Surface Exploration*, Proceedings of the 2nd Round Table on Micro-Nano Technologies for Space, 15-17 October 1997 ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands.
9. http://sci.esa.int/content/doc/10/19216_.htm.
10. <http://sspg1.bnsc.rl.ac.uk/Share/dcixsfull2.htm>.
11. B. J. Kent, G. McBride, R. Browning, J. Spencer, B. Alderman, M. Oldfield, and C. Mann, *A Micro-Machined Collimator For a Compact X-ray Spectrometer For Planetary Missions*, 193, Proceedings of the 3rd Round Table on Micro-Nano Technologies for Space, 15-17 October 1997 ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands.
12. A. F. Chricarro, *The Mars Express Mission in 2003*, 30th Annual Lunar and Planetary Science Conference, March 15-29,

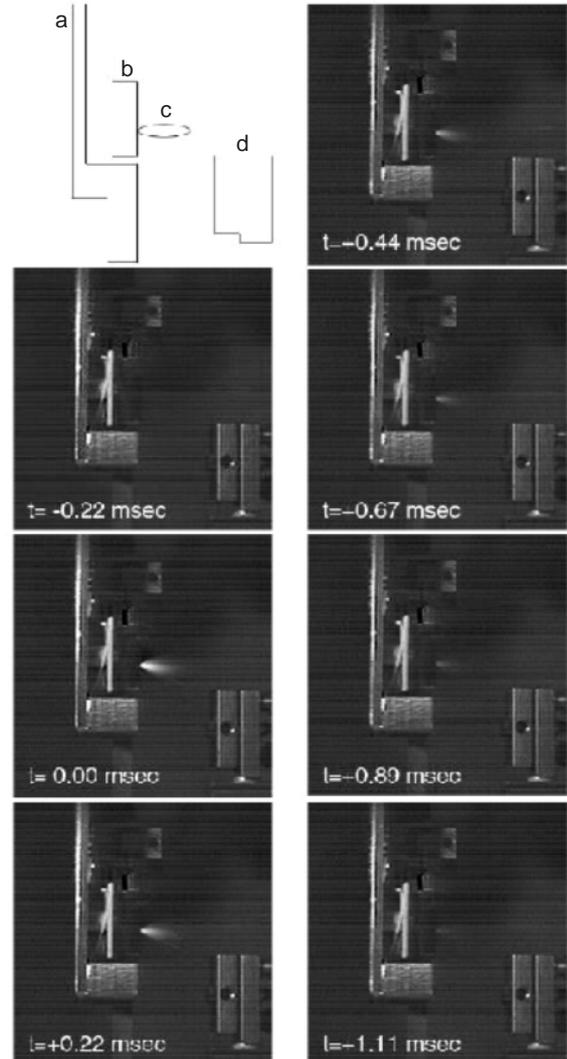


圖 24. 微噴推系統點火測試，a 為測試用擺錘，b 為微噴推系統晶片，c 為點火產生的高壓氣團，d 為量測距離用干涉儀。

- 1999, Houston, TX.
13. S. F. Hviid, H. Thomas, H. U. Keller, W. J. Markiewicz, T. Bluemchen, P. Smith, R. Tanner, R. Reynolds, C. Oquest, J. Josset, S. Whitehead, C. Pillinger, and B. Hofmann, *The Beagle2 Optical Microscope*, 32th Annual Lunar and Planetary Science Conference, March 12-16, 2001, Houston, TX.
14. <http://www-sammlab.unine.ch>.
15. S. Gautsch, T. Akiyama, H. R. Hidber, L. Howald, D. Muller, P. Niedermann, W. T. Pike, N. F. de Rooij, U. Stauffer, and A. Tonin, *Development of an AFM Microsystem for Nanoscience in Interplanetary Research*, 173, Proceedings of the 3rd Round Table on Micro-Nano Technologies for Space, 15-17 October 1997 ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands.

16. R. Riesenber and J. Jonschinsky, *Haramard-minispectrometer Made by a Mirco Device*, 291, Proceedings of the 3rd Round Table on Micro-Nano Technologies for Space, 15-17 October 1997 ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands.
17. C. A. Kitts, *A Small/Micro-/Pico- Satellite Program for Investigating Thunderstorm-Related Atmospheric Phenomena*, In Proceedings of the 12th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, August 31- September 3, 1998 (<http://ssdl.stanford.edu/aa/papers/SSDL9807.pdf>).
18. <http://thunder.nsstc.nasa.gov/otd/>.
19. www.siraeo.co.uk.
20. www.fillfactory.be.
21. K. Maenaka, T. Fujita, Y. Konishi, and M. Maeda, *Sensors and Actuators A*, **54**, 568 (1996).
22. X. Li, M. Bao, H. Yang, S. Shen, and D. Lu, *Sensors and Actuators*, **72**, 217 (1999).
23. <http://www.stsystems.com/mems.html>.
24. W. Geiger, B. Folkmer, J. Merz, H. Sandmaier, W. Lang, *Sensors and Actuators*, **73**, 45 (1999).
25. Chang et al., *Sensors and Actuators A*, **66**, 138 (1998).
26. Mengnian Niu et al., *Design and Characteristics of Two-gimbals Micro-gyroscopes Fabricated with Quasi-LIGA Process*, Transducers '97, 1997 International Conference On Solid-State Sensors and Actuators, Chicago, June 16-19, 1997, pp 891-894.
27. W. A. Clark, R. T. Howe, and R. Horowitz, *A Surface micromachined z-axis gyroscope*, III Solid-State Sensor & Actuator Workshop, Hilton Head Island, SC, June 1996.
28. <http://www.IMI-MEMS.COM>.
29. T. Juneau, A. P. Pisano, and J. H. Smith, *Dual Axis Operation of a Micromachined Rate Gyroscope*, Transducers '97, 1997 International Conference On Solid-State Sensors and Actuators, Chicago, June 16-19, 1997, pp 891-894.
30. <http://www.microsensors.com/gyro.html>.
31. <http://www.spp.co.jp/sssj/sirikon-e.html>.
32. <http://www.hobbico.com/accys/hcam4000.html>.
33. <http://www.acroname.com/robotics/parts/R40-MX-9100.html>.
34. <http://www.bestrc.com/helimax/hmxm1010-rcrm.html>.
35. A.W. van Herwaarden, et al., *Design of Detector Arrays for Satellite Attitude Control*, 155, Book of Abstract, Eurosensors XIII, 1999. (<http://eurosensors.et.tudelft.nl>), or *Sensors and Actuators*, **8**, 101 (2000).
36. <http://www.sodern.fr/SODERN/space/sensors/std16.html>.
37. <http://www.servo.com/midestd.htm>.
38. <http://www.xensor.nl/projects/fpa.htm>, or <http://www.esa.int/est/prod/prod0565.htm>.
39. D. Meller, P. Sirpruetkiat, and K. Makovvec, *Digital CMOS Camera for Attitude Determination*, SSC00-VII-1, 14th AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2000.
40. S. W. Janson, *Chemical and Electrical Micropropulsion concepts for nanosatellites*, In Proceedings of the 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Indianapolis, IN, June 1994. Paper AIAA-94-2998.
41. S. W. Janson, H. Helvajian, and E. Y. Robinson, *The Concept of 'nanosatellite' for Revolutionary Low-Cost Space Systems*, In Proceedings of the 44th International Astronautics Federation Conference, Graz, Austria, Oct. 1993. Paper IAF-93-U.5.573.
42. D. Lewis, S. Janson, R. Cohen, and E. Antonsson, *Sensors and Actuators A: Physical*, **80** (2), 143 (2000).
43. D. W. Younger, et al., *MEMS Mega-Pixel Micro-thruster Arrays for Small Satellite Stationkeeping*, 14th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2000.