

微衛星系統工程

台灣地區擁有地利之便，與美國僅一洋之隔並受其軍事協助，與日本僅一海之隔並接受其工業技術移轉。上列二要素，加上本地豐碩且高品質之人力資源，以及至 90 年代之政經穩定，造就了台灣的經濟奇蹟。航太工業曾為亦仍為政府明訂之十項新興產業，然航太工業為寡佔市場，幾由美國波音與歐洲空中巴士操縱，相較之下，衛星產業則尚無既定制式規範，或可為台灣繼半導體產業後之指標性產業。本文參照美、歐與日本發展之微衛星實例，探究微衛星系統工程，期能經由官、產、學、研同力合作，培育新世紀之衛星人才，再創經濟佳績。

楊世銘

一、前言

綜觀國外學術單位與研究組織所發展的微衛星，多為太陽同步軌道 (sun synchronous orbit)，另配合近年來的低軌道地球資源觀測衛星之發射，也以亞利安火箭之 ASAP 酬載系統來搭載 (piggy-back) 微衛星。本文參照 1990 年 AMSAT 所發展的 30 公斤級 Microsat 系列衛星、1991 年到 1995 年英國蘇瑞 (Surrey) 大學與蘇瑞衛星科技有限公司 (Surrey Satellite Technology Limited, SSTL) 所發展的 50 公斤級 Uosat 系列衛星，及其它國際合作研發的微衛星，諸如 Kitsat-23/25 系列 (南韓)、Posat (葡萄牙)、FASat-Alfa (智利)、Stanford 大學航太所主導發展的 SAPPHIRE and OPAL 微衛星，和以色列發展的 TechSAT 系列衛星計畫，歸納微衛星系統工程之概要，藉以加強推動國內太空科技與教育。

楊世銘先生為美國加州大學柏克萊分校博士，現任國立成功大學航空太空工程研究所教授。

二、系統工程

一般大型衛星乃使用所謂同步系統工程 (concurrent system engineering)，即在衛星任務定義及初步設計階段，許多相關零組件無法在短期獲得，必須提前若干時間訂購，故通常設計階段即開始考慮製造及組裝、測試等工作。微衛星之系統工程由於其重量已受限 (50 公斤以下)，亦可使用所謂後向系統工程 (backward system engineering) 的執行方式，即由其重量限制而選擇發射系統載具，進而決定衛星本體及酬載之重量，以及根據技術難度來決定那些酬載。微衛星系統工程因考慮層面受限制而較簡單，但就某種程度來說，仍然是以同步工程的方式來進行，即元件及組件之間的配合非常重要，例如酬載所需之電力必須由太陽能板提供，一旦酬載電力負荷超過，即需改變太陽能板設計方式，但太陽能板設計方式改變，又涉及機構、結構、姿態控制及重量等考慮，故彼此互相牽連，環環相扣。微衛星系統工程必須能夠瞭解微衛星之任務需求，並對各次系統間之關係及相對之界面作一

表 1.
微衛星任務時程。

工作項目	月次												備註
	第 2 月	第 4 月	第 6 月	第 8 月	第 10 月	第 12 月	第 14 月	第 16 月	第 18 月	第 20 月	第 22 月	第 24 月	
微衛星任務定義	=												
微衛星概念設計	=	=	=										
微衛星細部設計			=	=	=	=	=	=					
微衛星零組件測試					=	=	=	=	=				
微衛星製作						=	=	=	=				
微衛星整合測試								=	=	=	=		
微衛星發射與任務操作										=	=	=	

釐清，並定時召開設計審核會議，以決定或取捨設計上之矛盾所在，故責任重大。

微衛星任務之系統工程多以一至兩年時間完成設計、製作及整合測試等工作，並預約發射時間，等待發射。在整個微衛星計畫執行上，可分為五個階段，如表 1 所示，包括：階段 A：衛星任務之定義，階段 B：衛星之概念設計，階段 C：衛星之細部設計及採購，階段 D：衛星之製造、組合及測試，和階段 E：衛星之發射及任務操作。

三、微衛星酬載實例

微衛星初步概念設計依其酬載與任務之需求，進行軌道設計、衛星本體設計與地面操控站之規劃。技術可行且具工程實用性之微衛星酬載包括：

全球衛星定位系統導航酬載：以 GPS 進行微衛星軌道估算，並協助其他酬載提供時間、位置以及速度等訊息。

地球 CCD 影像酬載：以二維 CCD 影像與一維高解析度 CCD 影像於台灣海峽和上空之做低軌道遙測實驗。

分封轉存通信酬載：以 1.2 kbps 與 9.6 kbps 傳輸速率進行全球性分封轉存通信。

搭載上列酬載之微衛星重量約 50 公斤，其體積為 36 公分×36 公分×67 公分。預期以共同搭載 (piggyback) 方式發射，高度為 800 公里，其軌道為太陽同步圓形極軌道，傾角 98.57 度。軌道設計與相關計算亦以亞利安火箭系統來模擬。對於熱控系統將採用被動式控制方式，而姿態控制系統於設計

階段將考量 3 軸穩定系統。

電力供應系統將提供 60 瓦電力，通訊系統將採業餘衛星通信頻帶 (UHF/VHF)，根據任務的需要，酬載之重量應在 10 公斤以下，設計出電力耗損低於 15 瓦。

地球影像酬載之二維 CCD 影像單幅大小不得超過 50 bytes，採用 store-and-forward 的方式與其他遙測資料用 UHF band 下傳，針對一維高解析度影像預計用 L band 下傳，傳送速率要求 38.4 kbps。

全球衛星定位導航酬載之頻寬需求約 ± 40 kHz，以克服都卜勒漂移，造成 GPS 接收機無法解調之問題。分封轉存通信酬載採用 AX.25 通信協定，傳送速率上傳需求 1.2 kbps (FSK)，下傳需求 1.2 - 9.6 kbps (FSK 或 MSK)，以及允許多人登入的 BBS。

四、微衛星發射火箭

衛星發射火箭之選擇對衛星之任務執行有相當的影響。在衛星設計上，首先必須考慮發射火箭所提供之重量及體積限制，其次如機械與電子界面，發射時之振動及熱傳環境等都必須加以考量。此外，在衛星運行軌道之選擇，如低軌 (LEO)、太陽同步 (SSO)、地球轉換 (GTO) 或地球同步 (GEO) 及傾角，也因發射位置的經緯度而有所不同。目前在國際上發展衛星發射火箭的國家包括中國大陸 (長征系列)、歐洲 (亞利安系列)、印度 (SLV 系列)、以色列 (Shavit 系列)、日本 (H 及 M 系列)、俄羅斯 (Kosmos, Proton, Tsklon, Zenit 及 Vostok 等)

	重力梯度法	三軸穩定法
優點	<ol style="list-style-type: none"> 1. 構造簡單，只需一個可伸縮的機構 (boom)，以及機構末端質量 (tip mass)。 2. 不需姿態控制之感測器與致動器。 3. 系統可靠度高。 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 可精確控制衛星姿態。 2. 衛星的指向可自由調整。 3. 由於衛星本體可自由轉向，太陽能板的安裝較容易，可直接固定在衛星本體上。
缺點	<ol style="list-style-type: none"> 1. 只能朝向地心，且由於地球的非正球效應使得地心指向有約 5° 的誤差。 2. 第三個軸 (穿過地心) 可自由旋轉無法控制。 3. 由於衛星本體姿態不能隨意指定，太陽能板最好須可動型的，或是均勻貼在體四周。 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 需要感測器與致動器。 2. 重量增加。 3. 消耗功率增加。 4. 價格增加。 5. 複雜性高，相對可靠度亦低。

表 2.
微衛星姿態控制。

及美國 (Atlas, Delta, Pagasus/Taurus, Scout, Titan 及 Space Shuttle 等)。這些發射火箭利用搭載方式攜帶微衛星，除了發射火箭的選擇外，發射時窗 (launch window) 亦是一重要考量，一般而言必須同時考量衛星及其任務的限制，發射的時間必須滿足太陽能發電、熱控制、姿態控制及衛星任務的需求。

亞利安發射器為歐洲太空總署 (ESA) 所發展之三段可拋棄式發射器，此外，CNES 及 Arianspace 分別於 1962 年及 1980 年成立，負責亞利安系列相關之研發、管理及發射操作等，其中亞利安 4 號系列根據不同之酬載 (1900 - 4200 公斤) 可加裝固態或液態之輔助推進器。此型發射火箭除可同時攜帶二枚衛星外，並可攜帶數枚搭載之微衛星，運行之軌道包括地球轉換 (GTO) 及極 (polar) 軌道二種，若欲達到地球同步軌道 (GEO) 則衛星本體需安裝 AKM (apogee kick motor)。亞利安系列之酬載環境 (payload accommodations) 為微衛星設計之重要參考。

中國大陸於 1960 年代初期開始發展其太空工業，其中包括長征一號 (CZ-1 型) 至長征四號 (CZ-4 型) 等系列之發射火箭。CZ-4 型為三段式，其酬載範圍為 550 公斤至 4000 公斤。此外，此型發射器主要執行太陽同步軌道之任務，最大傾角則為 96° - 98°。長征系列之酬載適應環境亦可自許多參考

資料取得。

微衛星系統之軌道設計與模擬計算以 2001 年 8 月 15 日透過亞利安火箭之 ASAP 來發射，軌道參數為

軌道高度： $h = 800 \text{ km}$

軌道半長軸： $a = 7178.2 \text{ km}$

軌道傾角： $i = 98.572 \text{ deg.}$

軌道偏心率： $e = 0.001$

軌道週期： P (period) = 100.875 (min)

繞地週期： $M = 14.275 \text{ rev/day}$

外型空氣阻力係數： $Cd = 2.2$

五、衛星系統設計

1. 姿態控制次系統

微衛星之姿態控制多為重力梯度 (gravity gradient) 或三軸穩定 (3-axis stabilized) 等二個方法可供選擇，此二方法的優缺點分析如表 2 所示。

如果微衛星計畫的最高指導原則是確保任務成功 (含發射及軌道操作)，測量的精確度是其次，則建議採重力梯度的穩定法，以降低風險。反之，如果酬載的測量精度列為第一考量，則三軸穩定法勢在必行，但須注意質量、耗電量與成本的限制。一個折衷的方法就是以地球磁場實現衛星三軸態控制。就如同衛星的電力源是取諸於太陽能，姿態控

制所需之動力源若能取之於地磁的力量，則可大幅降低致動器的數目及功率消耗。

傳統的三軸穩定控制，其致動器的搭配有二種方案：(1) 在三個軸各設置一個反動輪 (reaction wheel)，和 (2) 在俯仰 (pitch) 軸設置一衝量輪 (momentum wheel)，其他二軸或以噴嘴控制。

對於 50 公斤級的微衛星而言，這二種方案均超過質量與電力之限制。利用地磁的三軸穩定，含有一個具有水平感測器 (horizon sensor) 及動量輪 (momentum wheel) 的雙重功用，一個三軸的地磁計 (magnetometer) 用以測量 xyz 三個方向的地磁強度，和三個磁扭桿 (magnetic torquer)，當其通以電流後，切割地球磁場，產生致動衛星的力矩。

2. 衛星電力次系統 (Power System)

微衛星之電力系統係使用太陽能板吸收輻射熱而轉換成電能，電力供應系統之規格可以為：

Peak power : 50 W

Input voltage : DC 48 V \pm 6 V

Output voltage & current : DC 5 V/6 A , 12 V/1 A ,
-5 V/0.5 A , -12 V \pm 0.5A

Line regulation : \pm 1%

Load regulation : \pm 5%

Ripple voltage : DC 5 V \pm 1% , others \pm 5%

Operating temperature : -40 °C - 85 °C

3. 衛星熱控制次系統 (Thermal Control)

衛星在外太空的熱傳過程以熱輻射和熱傳導為主，因為外太空幾乎為真空，所以一般忽略熱對流的效應。衛星熱控制技術是依衛星內部及外部環境熱交換過程，控制使其平衡後的溫度在衛星元件及材料所能容許的範圍內 (-20 °C - 80 °C)。衛星一方面接受來自太陽的直接輻射、地球反射輻射以及地球紅外線輻射的熱源，另一方面又通過其它元件的傳導，對衛星內儀器設備的輻射以及表面向太空輻射的方式把這些熱量發散出去，使整個衛星處於一個熱平衡狀態。而塗層的輻射性質和材料的傳導性質是影響熱傳過程的主要因素，因此須考慮熱控塗料的放射率、對陽光吸收率與散熱板面積的影響。

衛星的熱控制可分為主動和被動兩方面；主動

控制乃須增加控溫感測器及加熱器，主動使衛星元件控制在某一溫度範圍，而被動式控制則只估計其溫度分佈而作必要之熱層設計或處理。由於被動熱控制具有重量輕、誤差小且價格便宜等優點，而微衛星之重量本來就相當受限制，故在微衛星的熱控技術中，被動熱控制的應用非常重要。

熱控制分析是一個很重要的程序，在對衛星進行熱控制時，需要對衛星本體部份和儀器設備的溫度作計算分析，以理論計算的熱分析方法，已成為熱控制設計的一種重要步驟，它可以與衛星原型在真空中的熱平衡試驗配合，檢驗和評估熱設計的正確性，也可以預測衛星在軌道飛行期間各部份儀器設備的溫度狀況。並再加入時間的考量後，星球的相對影響與衛星的姿態的變化等時間變數也將列入探討。

4. 衛星數據處理次系統 (Data Handling)

現代衛星之電腦系統必須是一個多工環境，可以即時控制衛星各次系統，而且具有極高之可靠度。衛星本體電腦的功能包括：導航系統監管 (house keeping) 和系統健康監視 (health monitoring)，控制指令之處理與執行，衛星各次系統和酬載的管理和資料通信等功能。除了衛星本體具有飛控電腦來正確執行飛行運作，在地面 (任務) 操控站亦必須提供和衛星內部的電腦系統之通信，資料後處理 (post processing) 與分析，衛星本體健康狀態和修護之控制命令傳送與遠端操作。

整體電腦系統分為硬體、軟體以及使用者介面等三部份。定義整體電腦運作功能需求包括軟體需求規格和介面規格。整體電腦軟體部份之運作功能可以分為：作業系統軟體、系統管理軟體和酬載任務資料處理軟體等三部份。作業系統直接監管衛星本體電腦系統並提供適當與正確的資料通信，控制中斷存取與界面輸出 / 入管理等功能，並對各次系統做資料擷取控制，資料通信處理及諸如感測器和致動器之感測和迴路控制等工作。系統管理軟體主要是對電腦系統做錯誤偵測與校正 (fault detection and correction)，酬載系統管理和常週期系統狀態監測等工作。酬載任務資料處理主要工作含處理集中 / 分散架構的酬載資料。

表 3. 微衛星通訊系統。

軌道半徑	800 km
最遠通信距離	2034 km (以地面站天線仰角 15° 計算)
上鏈路頻率	144.4 MHz
下鏈路頻率	435 MHz
衛星天線增益	0 dB (無方向性)
地面站天線增益	8 dB
衛星發射功率	1 W
地面站發射功率	5 W
調變方式	BPSK 或 QPSK
資訊傳送率	9.6 kbps (Max.)

5. 衛星追蹤、遙測及命令次系統

衛星追蹤、遙測及命令次系統 (tracking, telemetry, and command, TT&C) 為衛星本體最重要次系統之一，其主要功能為：

接收地面站之各種指令，以作為其它次系統操作之調整依據。

監測衛星本體各次系統，並將各次系統之狀態、性能及衛星高度等資料傳送至地面站。

輔助地面站作衛星距離之量測，TT&C 次系統將地面站上送之量測訊號再轉傳回地面站作距離之量測與計算。

TT&C 次系統之架構必須包括接收器 (uplink receiver)、指令解碼器 (command decoder)、下傳發射器 (downlink transmitter)、資料編碼器 (telemetry encoder) 與天線等。天線部分為無方向性天線組 (omni-antenna) 及通訊天線組 (communication antenna)，其中無方向性天線組主要使用在衛星發射後至到達定軌期間之遙控及遙測等功能；因為在此段期間，衛星仍未受地面站台完全控制，其本體之方位、角度及電源供應 (太陽電池未張開) 仍未達理想狀態，有方向性之通訊天線無法適用，且傳送功率也少，所以必須使用無方向性天線且低傳送功率。在衛星系統工程之概念設計中，衛星本體之 TT&C 次系統之初步規格可如表 3 所示。

6. 系統整合與測試

微衛星之系統較一般衛星簡單，可以利用一般衛星之地面輔助測試系統進行整合與測試。場地與

設備將可配合國內現有之設施進行，例如太空計畫室。

在衛星次系統功能測試 (subsystem functional test) 後，則需進行系統整合與測試，以組裝測量並決定系統參數與系統功能。測試項目包括：

光學校準：測量並調整置載光學儀器之位置角度；

質量參數：測量系統總質量、重心位置、質量平衡、轉動慣量；

靜態測試：測量系統結構在靜態壓力下之應力與應變；

振動測試：測量系統在不同振動頻率下之特性；

熱真空測試：測量熱真空下系統之功能；

電磁干擾測試：測量系統本身與外界產生之電磁波對系統之電子儀器干擾影響；

磁場測試：測量系統磁場大小與磁力儀 (magnetometer) 之校驗；

天線測試：測量衛星天線之接收與發射功能。

經過系統整合與測試，將可確保衛星之功能，且相關數據將可提供與發射載具結合之用。

經由常見之微衛星的系統整合與測試項目包括熱循環測試、振動測試和電池儲放電測試。

(1) 熱循環測試

微衛星的熱循環測試 (thermal cycles test) 與熱真空測試 (thermal vacuum test) 是一併在熱真空艙 (thermal vacuum chamber) 內進行。以 Stanford 大學之 Sapphire 微衛星的測試為例，熱循環測試為將衛星本體置入 -7°C 測試半小時，以 30 分鐘和 3 小時為 37°C 之周期施於測試，藉以模擬低軌衛星在太空環境之溫度測試。對於南韓的 KitSat 系列微衛星所作熱傳周期與熱傳真空測試的規範，是在 -40°C 至 80°C 的測試腔內施於不同熱循環測試，所有次系統必須確保正常運作。

(2) 振動測試

振動測試 (vibration test) 的主要目的在於了解衛星在發射階段與共同搭載發射器之連結段之振動行為，藉由事前的分析與測試，避免系統與發射器

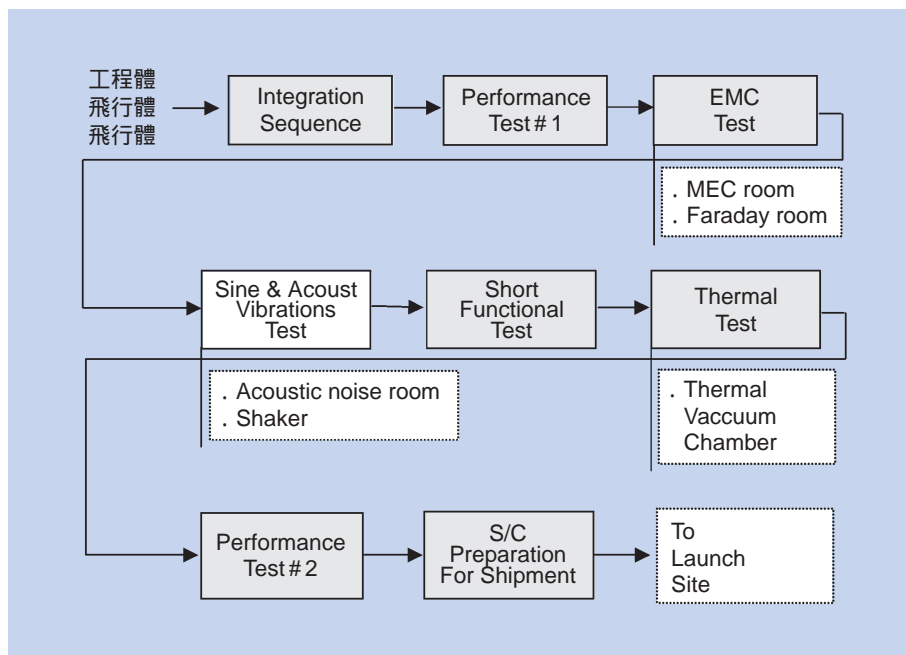


圖 1. 微衛星組合測試項目流程圖。

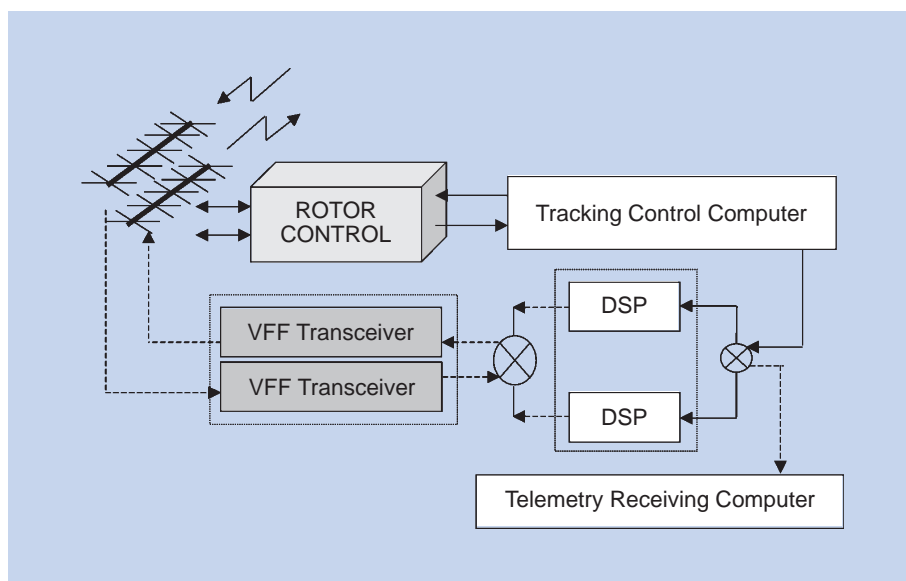


圖 2. 接收站之系統連結圖。

產生共振。微衛星的振動測試是在一固定的平台栓住飛行體的結構連結段，施於 15 - 20 G 的正弦波、隨機式的振動，前述之加速度 G 值則視發射火箭之規範而訂。

(3) 電池儲放電測試 (Thermal Battery Test)

為瞭解系統電力供應電池在充電與放電模式於不電壓需求與負荷下，其溫度變化對其它次系統與電池壽命之驗證，同時配合熱控次系統於必要的溫

度調節與控制微衛星之測試，前述之微衛星組合測試流程可如圖 1 所示。

六、地面系統及其操作

圖 2 為微衛星傳遞命令、遙測資料處理和健診狀況掌握之接收站系統連結圖，其主要工作包括：追蹤及預測等衛星的位置
遙測資料的取得與處理

任務種類	工作原理	實驗例證
1. 教育訓練	培育學生與促進國際合作 SEDSAT1, SQUIRT-1, HUNSAT, PANSAT,	WO-18, KO-23, KO-25,
2. 理論驗證	新技術應用與理論求證 TechSAT-1	HEALSAT,
3. 實驗研究		
數位轉存通訊	裝置應答器作訊號重置發送 LO-19, FO-20, IO-26, HUNSAT, PANSAT, KO-23/25	UO-14/22, AO-16,
地球影像捕捉傳送	電子藕荷元件 CCD 取像 KO-23/25, TechSAT-12, FaSAT-Alfa/Bravo, PoSAT-1, SEDSAT1, JAWSAT	UO-14/22, WO-18,
栓鏈投擲 (tether) 實驗	動量轉換	SEDSAT1
GPS 方位量測	四顆同步軌道衛星定位 TechSAT-1	KO-25, PoSAT-1,
數位訊號處理	高速調變 / 解調變之可行性 KO-23/25, TechSAT-1/2	UO-22, PoSAT-1,
宇宙射線實驗	輻射強度感測器偵測 SQUIRT-1	KO-23/25, PoSAT-1,
4. 太空通訊		
語音轉存播放實驗	利用同步語音振盪晶體 SQUIRT-1	DO-17, AO-21,
衛星電話 畫頻多工技術	利用同步語音振盪晶體 & 先進數位	PANSAT
分封無線電	先進通訊協定與線路配置 (9.6 - 76.8 kbps)	PoSAT-1, HealthSAT-2, Cerise , FaSAT-Alfa/Bravo
無線電網路	無線電載波連接 PC 及其他裝置	UOSAT-3

表 4.
微衛星科技研究之功能
及已發展衛星。

控制、命令衛星進行多種的酬載實驗

與各地的接收站進行語音及資料封包通信

在地面站中分硬體和軟體來探討，硬體部分是由天線及饋線系統、收發機系統、資料通信系統和資料終端系統組成。軟體部分則為操控系統連結，即軌道預測及衛星追蹤軟體及天線驅動介面、控制調變解調器之軟體、即時解碼軟體與列影像解碼與疊加軟體所組成。

地面接收站所需之軌道預測與衛星追蹤軟體之

需求在於能更新軌道參數、多重顯示衛星軌道和天線方位角以及即時驅動天線方位之介面。控制調變解調器之軟體可操控通信協定之設定並與 TT&C 系統中的收發機組連結。即時解碼軟體與列影像解碼與疊加軟體之需求，則因應不同微衛星任務之軟體。

微衛星接收站之介面連結部份由雙工器、訊號重置控制盒、機組間之串接排線組所組成。雙工器是將不同極化之電磁波傳入收發機組，或是因任務

需求之不同而選用不同之收發機組與天線組搭配使用，訊號重置控制盒之設計是針對不同微衛星訊號解碼用與收發機組之音頻訊號串接所需。機組間之串接排線組之主要技術在於降低雜訊比、簡單、接點正確。

七、結語

就以上背景及國內外微衛星發展之瞭解，我們必須思考我國的太空政策以及將來太空人才的訓練策略。台灣地區過去曾強烈依賴美國軍事主導，配合日本工業技術支援，與培育豐沛技術人力而有台灣經濟奇蹟，但近年來已趨和緩。電子產業擁有了一面天空，但也面臨產業全面升級的瓶頸與大陸地區之挑戰。我國一向沒有自主的系統工業產品，多少年來我國喪失發展汽車及航空工業之先機，即使在數十年後 IDF 投資正可開始生產之際，又因軍事採購之短視，而使國家科技政策遭受嚴重傷害。

微衛星科技並非遙不可及，許多開發中國家對於太空科技之落實與整體規劃，大多數由國家級機

構來全力推動通信、遙測與區域性氣候之衛星計畫，學術界與產業界則負責新技術之開發與驗證，並由學術研發單位參與部份技術轉移的大衛星研究計畫，以長期培育太空人才。目前微衛星之主要應用領域可分為下列四項：

遙測與地球影像觀測；

太空技術驗證；

分封轉存通信；

太空科學與物理研究。

微衛星之相關功能及已發展衛星如表 4 所示，微衛星的發展方向亦朝向可提供掌上型的通訊服務、低軌道微衛星群通訊網路與分封轉存系統之研發，以及移動通訊服務。微衛星能提供一簡單而且價格低廉之系統，以短期的時間來驗證技術可行性。藉著微衛星的技術發展，亦可加入進行太空物理、地球物理、大氣科學和海洋科學等多方面科學探索，其附加價值遠超乎實際的投資。國內相關單位全面性的整合及相互支援，將更有效的促進微衛星技術之發展。