

微型光學系統於微微衛星之應用

微微衛星 (PicoSatellite) 為重量 1 公斤以下之衛星，本文將就國科會精密儀器發展中心現正進行之微微衛星用微型光學酬載可行性評估計畫進行說明，並就初階設計結果與可能應用進行討論。

黃吉宏、黃明鴻、吳宗達、陳明麗

一、簡介

基於發展時程與經費等考量，現階段國際衛星發展趨勢逐漸朝向任務單一化與小型化。衛星小型化趨勢除肇因於任務單一化外，另一要素則是因 IC 製程的進步、封裝技術的改進與微 / 奈米技術發展的成熟，使得元件與系統微型化成為可行的技術。衛星計畫基於投入經費龐大，發射後幾無法進行元件更換，且太空環境惡劣等因素，所以系統可靠度要求極高。為特定目的與任務而發展的微奈米元件及系統，並不具備太空飛行紀錄，因此實際運

用於太空任務前，必須進行太空實測或測試平台的模擬測試，以評估微型化元件與系統可行性與可靠度。由於各國均將微型化系統視為太空發展的主力，因此建立小型、發展時程短且低成本之衛星作為測試平台，以滿足相關元件太空實測的需求，成為一重要課題；另一方面，基於微小化技術的提升與完備，小型衛星也逐漸具備有執行太空科學研究及太空工程應用潛力。著眼於此，相關研究單位因而致力於微小型衛星的發展，例如美國史丹佛大學倡導的正方形衛星 (CubeSat) 計畫，參與的成員有美國猶他大學、日本東京大學等。英國蘇瑞大學 (University of Surrey) 亦投注於微衛星等級衛星發展多年，並成立 SSTL 公司以協助各國發展微型衛星。近期行政院國家科學委員會太空計畫室 (NSPO) 為開發並測試潛在國產太空元件、驗證國內衛星相關設計整測資源、擴大衛星運轉參與，決定發展微微衛星 (PicoSatellite)，並以史丹佛與 Cal Poly 所共同發展的 CubeSat 為架構，以國內整合技術、國產元件與系統為核心，發展重量不大於 1 公斤，外觀幾何尺寸不大於 10 公分 × 10 公分 × 10 公

黃吉宏先生為國立清華大學動力機械研究所博士，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力機械研究所碩士，現任國科會精密儀器發展中心助理研究員。

吳宗達先生為國立中央大學電機所博士，現任國科會精密儀器發展中心副研究員。

陳明麗小姐為國立海洋大學電子系，現任國科會精密儀器發展中心助理工程師。

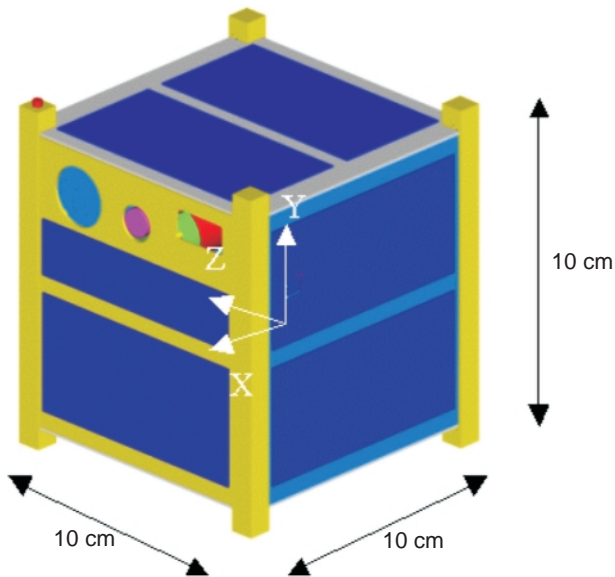


圖 1. YamSat 外觀與座標系統⁽¹⁾。

分之微微衛星，目前命名為蕃薯號 (YamSat)，衛星規格如下：

1. 最大外觀尺寸：10 cm × 10 cm × 10 cm
2. 重量：< 1 kg
3. 衛星壽命：任務壽命一個月；設計壽命兩個月
4. 軌道：高度 650 km，軌道傾角 65°
5. 規劃發射時間：2002 年 11 月
6. 電力：3 W，4.8 V
7. 輸頻率：上傳 145 MHz，下鏈 435 MHz
8. 姿態控制：b dot 控制 (利用磁力計與磁力棒)

9. 熱控制：被動方式

10. 結構：鋁合金

11. 於軌道周期內，衛星自旋 2 周，旋轉軸垂直軌道面

YamSat 將委託國內學術單位，透過美國 OSSS 公司安排進行發射。國科會精密儀器發展中心 (PIDC) 則受邀進行微型光學系統為微微衛星酬載可行性評估與酬載發展工作，目前已完成初步評估與設計，本文將就近期完成相關評估與設計進行討論。

二、衛星本體⁽¹⁾

進一步討論微微衛星酬載評估與進行概況前，有必要對衛星本體先做概略說明。YamSat 為一 CubeSat；外觀尺寸 (如圖 1 所示) 與重量必須可搭配 Cal Poly 所發展的 P-POD⁽²⁾ 衛星發射器；軌道規劃目前採 2001 年 CubeSat 發射計畫作為基本依據，暫定軌道高度為 650 公里、傾角 65°，週期約為 97 分鐘，每天約繞行地球 14.7 周，軌道模擬結果如圖 2 所示，每天可與台灣地面站接觸四次，平均接觸時間為 10 分鐘。衛星本體使用 80C52 作為微處理機。通訊則採雙向業餘通訊頻道，上鏈頻道採 145 MHz、傳輸速度為 2400 bps；資料下傳通訊頻道使用 435 MHz，下傳速率則同為 2400 bps。計畫中衛星姿態如圖 3 所示，每一軌道週期衛星自轉

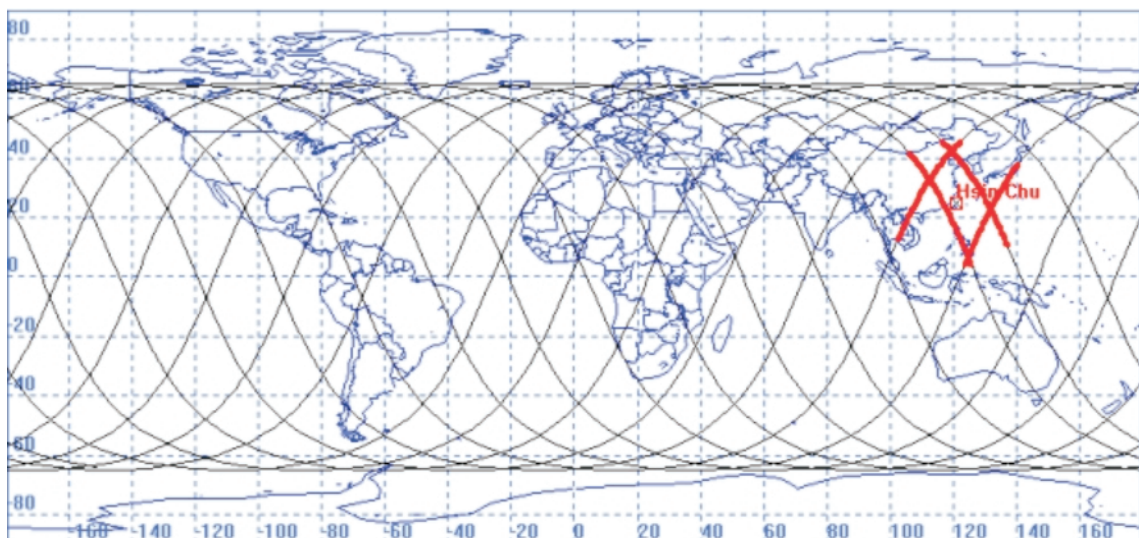


圖 2. YamSat 軌道軌跡圖 (ground track)，圖中紅色標示表示可與台灣地面站接觸範圍每天四次。⁽¹⁾

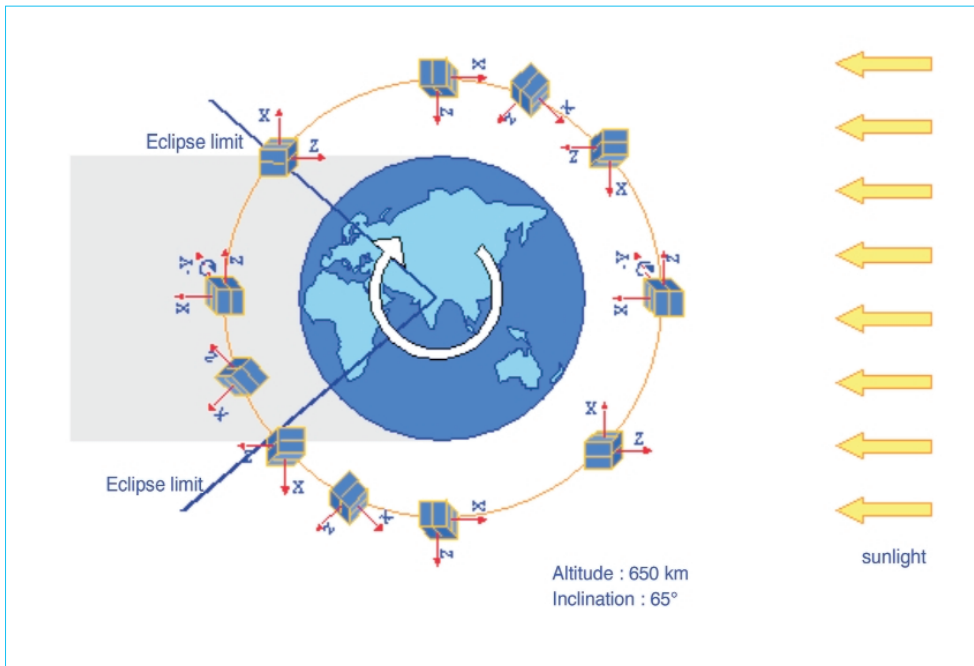


圖 3. YamSat 衛星姿態圖 (pitch angle)⁽¹⁾。

約兩週且 pitch 軸與軌道面偏移不大於 15°，實際衛星姿態由三軸磁力計決定，姿態控制則由兩個磁力圈 (magnetic coil) 及一個微型飛輪 (microwheel) 進行，以達到上述之要求。

三、任務分析

於系統設計審查會議 (system design review, SDR) 前，NSPO 經評估微微衛星電力、重量與空間限制後，提供給與酬載的設計限制條件如下⁽³⁾：

1. 重量：150 g 以內
2. 功率：0.5 W 以內
3. 尺寸：外觀體積不大於 8 cm × 8 cm × 3 cm
4. 操作溫度於 -20 - 40 °C
5. 非操作溫度於 -20 - 40 °C
6. 使用電壓 5 V
7. 資料採序列 (serial) 介面，傳送速度在 9600 bps (含) 內
8. 酬載任務壽命期為一個月
9. 酬載於 2002 年 2 月前完成

由於評估與發展計畫於今年二月開始，因此酬載發展計畫實際執行期間約一年。除上述限制條件外，衛星電力重要來源為貼附於本體之太陽能電池

板，衛星採被動式溫控方式，在避免電力損失與衍生衛星熱控問題的前提下，衛星本體允許邊板 (side panel) 因酬載所增加「開孔」不宜過大，此外對較大口徑光學系統，重量將是另一項問題。基於以上考量，PIDC 採用直徑 10 mm 以下之光學系統作為酬載評估與發展。

1. 微型化影像儀可行性評估

評估開始進行時，微型化影像儀 (miniaturized imager) 自是第一優先考慮對象。酬載可使用的空間大小為 8 cm × 8 cm × 3 cm，根據空間安排的不同，則鏡頭的 $f/\#$ (F-number) 亦將不同，以折射式光學系統，根據空間限制在不考慮微微衛星內部次系統與元件要求，所使用之光學系統 $f/\#$ 可達 7。光學系統對影像儀功能之影響可以簡單的幾何關係表達如下：

$$GSD = \frac{P \cdot H}{f/\# \cdot D}$$

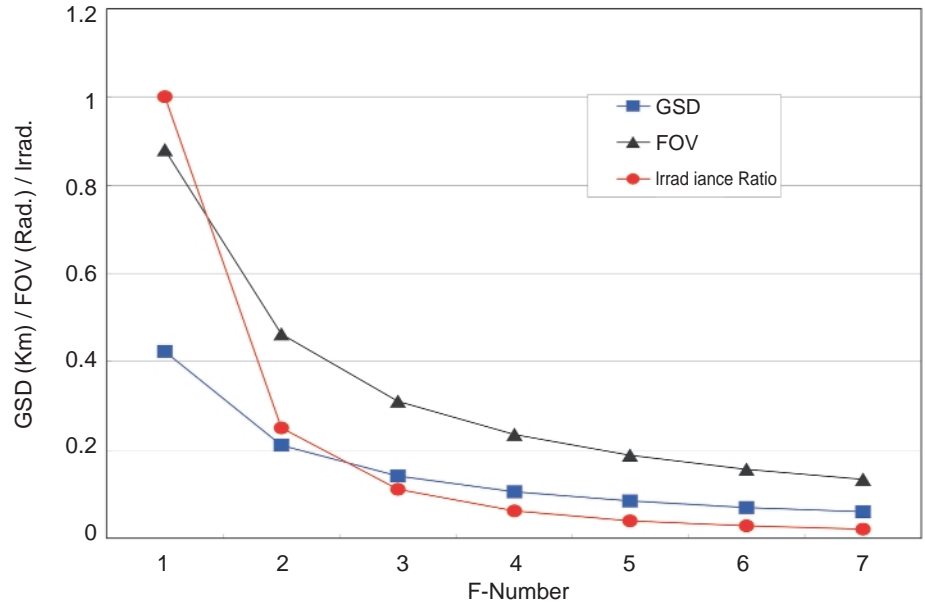
$$A_{\text{aperture}} \cong \frac{P \cdot H}{f/\# \cdot D}$$

$$FOV = 2 \cdot \tan^{-1} \left[\frac{\sqrt{2P \cdot (N/2)}}{f/\# \cdot D} \right] \text{ (面型 CCD/CMOS)}$$

$$\Phi_{\text{aperture}} = \frac{A_{\text{target}} D^2}{H^2} \int_{\lambda_{\text{min}}}^{\lambda_{\text{max}}} L_{\text{target}}(\lambda) d\lambda^{(4)}$$

圖 4.

鏡頭口徑及 CCD/CMOS 不變更的條件下，地面解析度 (GSD)、視角 (FOV) 及進入鏡頭光輻射度 (irradiance intensity) 與 $f/\#$ 間關係圖 (圖中光輻射度比較係以 $f/\#$ 為 1 之系統為參考強度)。



其中，GSD (ground sampling distance) 為地面解析度； P 為感測器單一畫素尺寸大小； H 為軌道高度； D 為光學系統口徑；FOV 表視角； N 為畫素數； Φ_{aperture} 為進入鏡頭之光輻射通量； A_{aperture} 為單一畫素對應地面區域面積； λ 則為光譜波長。當鏡頭尺寸與所使用的 CCD/CMOS 不變， $f/\#$ 增大則地面解析度將可提高，但光輻射度成 $f/\#$ 平方降低，如圖 4 所示。由於光學鏡頭入瞳口徑僅達 10 mm，若採用較大 $f/\#$ 光學系統，其光輻射度將過低，不利於系統訊噪比 (SNR)，但相對使用較小 $f/\#$ 光學系統，則地面解析度亦將劣化。因此考量衛星空間的限制下，無可避免需採用較小 $f/\#$ 光學系統。基於微微衛星姿態控制精度較差，無法以 Pushbloom 方式進行地面攝影，是以大多採用面型 CCD/MOS 感測器，如以畫素 (pixel) 大小為 $6.5 \mu\text{m}$ 畫素數為 $1 \text{ k} \times 1 \text{ k}$ 之面型 CCD，並採用 $f/\#$ 之光學鏡頭，則影像儀之地面解析度為 0.4225 公里，刈幅 (swath width) 則為 432.64 公里；不考慮衛星姿態控制方式及光輻射強度是否足夠等因素，若影像儀欲維持 0.4225 公里地面解析度，則感測器最大積分時間為 62 ms。

上述僅就光學系統進行基本考量，另一值得考慮因素為微微衛星姿態控制。YamSat 採自旋穩定姿態控制方式，若微微衛星自旋軸與影像儀正視方

向 (nadir) 平行且均朝向地球，則以 YamSat 地面速度為 $V_G = 6.834 \text{ km/s}$ 與自旋角速度為 $\dot{\theta} = 0.12279^\circ/\text{s}$ ($2.143 \times 10^{-3} \text{ rad/s}$) 進行討論，則當影像儀光軸與 YamSat 自旋中心軸共軸時，則 CCD/CMOS 上每一點對應自旋中心位置速率可表為

$$V_{\text{CCD/CMOS}}(r) = 2.143 \times 10^{-3} r$$

式中 r 表 CCD/CMOS 感測器上每一點對旋轉軸之距離；地面對應速度， $\tilde{V}_{\text{Target}}$ ，則可表為

$$\tilde{V}_{\text{Target}} = \tilde{V}_G + \frac{2.143 \cdot 10^{-3} H}{f/\# \cdot D} \tilde{e}_y \times \tilde{r}$$

如前面討論，若考慮影像儀系統採用 $1 \text{ k} \times 1 \text{ k}$ 畫素 (pixel) 大小為 $6.5 \mu\text{m}$ 之面型 CCD 鏡頭 $f/\#$ 為 1，則 CCD/CMOS 感測器對應地面最大速率為 7.4896 km/s ，最小速率則為 6.1784 km/s ，其差值為 1.3112 km/s ，所獲得影像因飛行速度所造成的模糊 (smearing) 效應將隨每一畫素對地速度不同而有所不同，使得系統 MTF (modulation transform function) 成為空間參數的函數，記錄的影像清晰度也將因此不同，而由衛星轉速及畫素位置決定。

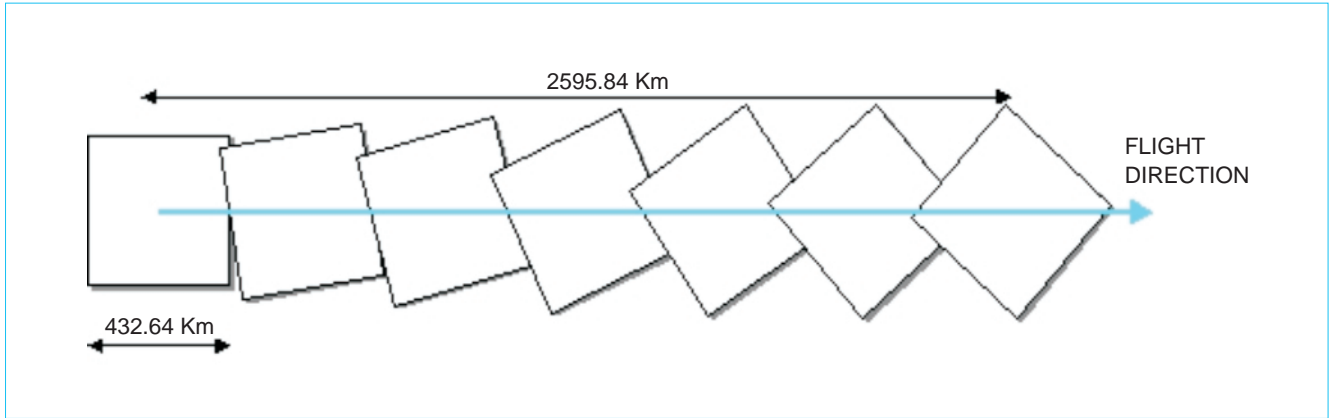


圖 5. 不同時間下影像儀所攝得地面區域 (圖中每一區塊表面型 CCD/CMOS 所對應地面區域，對應的時間為 63.31 秒)。

在不考慮地球曲率半徑因素的前提下，影像儀所記錄影像地面軌跡如圖 5 所示。圖 5 中每前後方塊代表取像時間差約 63.31 秒、中心點飛行距離為 432.64 km，前後方塊間影像旋轉的角度約為 7.773°。但若考慮感測器積分時間為 62 ms (為於旋轉中心之 CCD 畫素可獲得長寬相等地面解析距離所需的時間)，則影像儀將於積分時間內轉動 133 μ rad，則實際上對影像品質衝擊應當極為有限。

但現行計畫的 YamSat 姿態控制方式不同，而

為自轉軸與軌道面垂直，明顯地地面解析度與刈幅將隨著光軸與 nadir 方向夾角之不同而隨之改變，根據圖 6 與圖 7 所示之幾何條件，可分別推導出平行飛行方向 (along track) 刈幅， $S_{A-Track}$ ，與垂直飛行方向 (cross track) 橫向刈幅， $S_{C-Track}$ ，之大小，並可分別表為

$$S_{A-Track} = R(\varphi_F - \varphi_N)$$

$$S_{C-Track} = 2\Omega R \cos(\alpha + \theta)$$

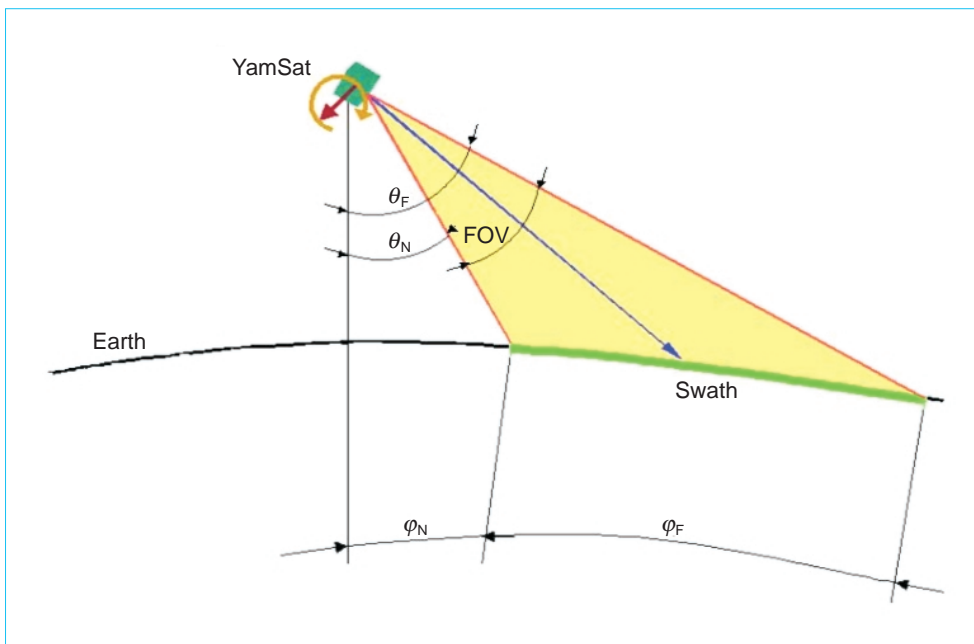


圖 6. 不同時間下影像遙測儀平行飛行方向對應之地面刈幅大小計算參考用幾何圖示。

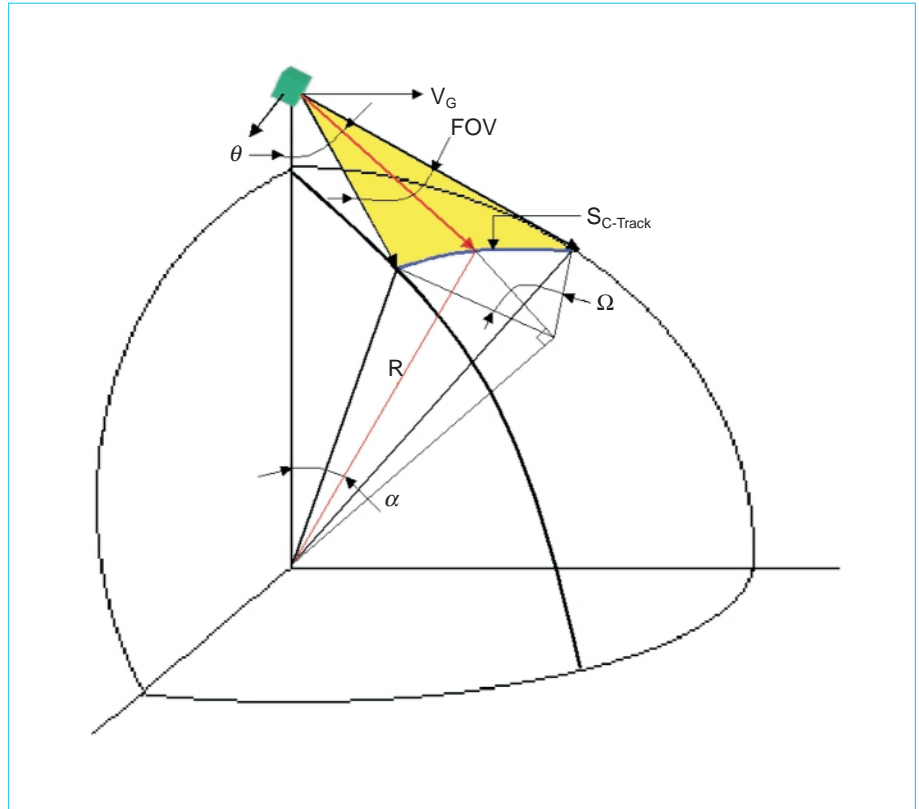


圖 7. 不同時間下影像遙測儀垂直飛行方向 (cross track) 對應地面橫向刈幅大小計算參考用幾何圖示。

其中

$$\varphi_F = \sin^{-1} \left(\frac{(R+H)}{R} \sin \theta_F \right) - \theta_F$$

$$\varphi_N = \sin^{-1} \left(\frac{(H+R)}{R} \sin \theta_N \right) - \theta_N$$

$$\theta_F = \theta + \frac{\text{FOV}}{2}$$

$$\theta_N = \theta - \frac{\text{FOV}}{2}$$

$$\Omega = \sin^{-1} \left[\frac{(R+H) \cos \theta \cdot \sin \left(\frac{\text{FOV}}{2} \right)}{R \cdot \cos(\alpha + \theta)} \right] - \frac{\text{FOV}}{2}$$

$$\alpha = \sin^{-1} \left[\frac{(R+H) \sin \theta}{R} \right] - \theta$$

若微型影像儀採用 $1\text{ k} \times 1\text{ k}$ 及 512×512 畫數 CCD/CMOS 感測器，並使用 $f/\#$ 為 1 的光學系統，對應的 FOV 分別為 18.9° 及 36.8° ，不同 FOV 的微型影像儀其橫向與縱向刈幅大小可根據上述公

式計算，其結果如圖 8 所示；明顯地並非線性關係，但橫向刈幅中心與離軸位置地面刈幅差值較縱向差值為小，且差值不論橫向或縱向也均隨著 θ 角的增加而增加。值得注意的地面解析度可分別由 $P \cdot \partial S_{A\text{-Track}} / \partial \theta$ 及 $P \cdot \partial S_{C\text{-Track}} / \partial \Omega$ 計算，但其關係式亦為非線性關係，因此若微微衛星自轉軸垂直衛星軌道，欲進行進一步處理影像，則必須進一步要求衛星的姿態控制。

除光學系統與飛行姿態問題外，另一個限制條件為資料傳輸問題；以 $1\text{ k} \times 1\text{ k}$ 畫素的 CCD/CMOS 感測器的影像儀系統為例，若每一畫素資料為 8 bits，其資料量不經壓縮約為 1 Mbytes；以 YamSat SDR 前所規劃的資料傳輸速率 9600 bps 進行計算，則單一畫面傳送至地面約需 873.82 秒，以衛星與地面站每一次接觸平均時間為 10 分鐘，則至少須兩次衛星與地面站通訊才能完成，明顯地所提供的通訊頻寬無法有效的滿足微型影像儀資料傳輸的要求。為滿足影像傳輸之需要，衛星或影像儀系統必須增加記憶體，透過飛行軟體對於記憶體中下載資料序列進行編碼與控制。另一方式則可以

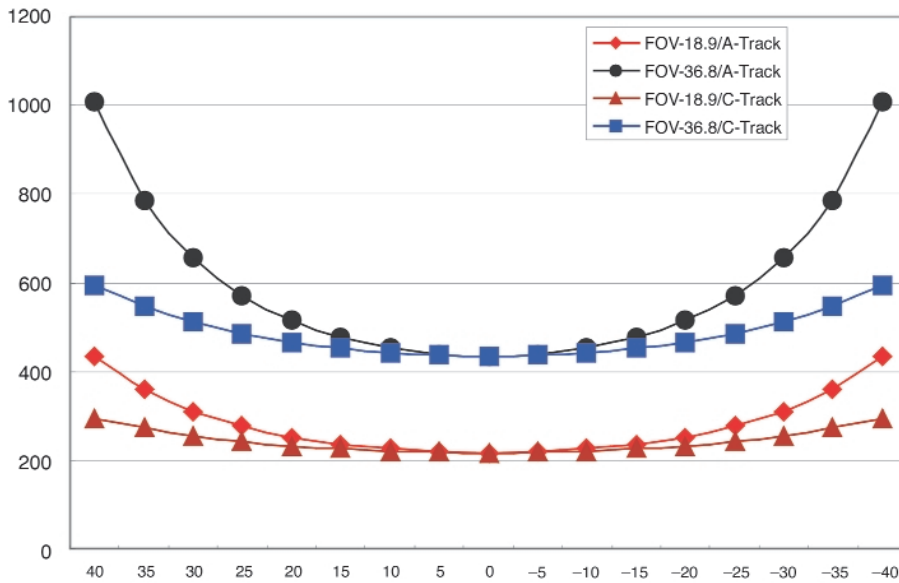


圖 8. 微型遙測儀光軸與 Nadir 不同夾角下影像儀可攝得縱向與橫向地面刈幅。

考慮以單次連結完成單一畫面傳送為設計準則，尋找適當畫素數的感測器，以 9600 bps 傳輸速率與通訊時間，系統僅能採用總畫素數 720000 以下之 CCD/CMOS 感測器。表 1 部分列出相關公司所生產總畫素數 720000 以下、單一畫素尺寸長寬相等之 CCD/CMOS 感測器，以影像儀資料為 8 位元畫素或可透過 A/D 轉換為 8 位元情況下，列出相關重要參數；包括地面解析度、單一影像資料量與單一影像傳送所需時間等。首先，低畫素數感測器其畫素大小相對於高畫素數者較大，其中更有高達 23 μm 者。一般而言，雖然大畫素有助於遙測儀訊噪比的提升，但這也使得地面解析度變差，由表中可得知有高達 1 公里以上者。表中同時顯示，可傳送的影像數 (frame numbers) 隨著總像素數的降低而

增加，然目前所得之資料最高可傳送影像數為 3。

經由以上評估，明顯地以影像儀做為微微衛星酬載，仍具有可行性。但因光學系統口徑較小，且面型感測元件除資料量較大外也將因時序頻率相對較高而使耗電量增大。綜觀而言，CCD/CMOS 等感測元件靈敏度與光輻射度能否匹配及影像儀耗電量能否滿足 YamSat 規格將是兩大課題。就 CCD/CMOS 感測元件靈敏度與光輻射度匹配問題，可經由選用低照度感測器加以解決；對於高頻所造成耗電較大的問題則需進一步處理，否則將為系統設計的障礙。

有關應用方面，由現有資料顯示，微微衛星用影像儀受限於衛星尺寸、功率、重量與傳輸速率等因素，提供影像地面解析度與可傳輸影像數均不臻

表 1. 使用不同 CCD/CMOS 感測器影像儀相對地面解析度與下傳影像數列表。

Series Number	Pixel Numbers	Pixel Size (μm)	GSD (km)	Max. Integrating Time (ms)	Data Flow (Mbits)	Time/Frame (s)	Frame Numbers (in 600 s)
KAI-0311M	640 × 480	9	0.5850	85	2.46	256.00	2.34
KAF-0261E	512 × 512	20	1.3000	190	2.10	218.45	2.75
KAF-0401E	768 × 512	9	0.5850	85	3.15	327.68	1.83
LM9617	648 × 488	7.5	0.4875	71	2.53	263.52	2.28
TH 7883A	576 × 384	23	1.4950	219	1.77	184.32	3.26
TH 7895	512 × 512	19	1.2350	181	2.10	218.45	2.75

理想，加諸目前微微衛星本體姿態控制精度不足(如 pitch 角偏擺僅可控制至 15° 以內)，所獲得影像實無法與一般地球資源衛星影像相比，但仍可提供區域、短期性天然或人為災害資訊與區域性雲圖資訊。此外，由於 CCD/CMOS 感測器可用於發展衛星姿態控制系統如尋星器 (star tracker) 或遙測任務使用；新開發的 CCD/CMOS 感測器或前端電路等若需工程驗證，可透過標準型微微衛星架構與影像儀後端數位電路，進行低廉、快速地太空驗證工作。

2. 微型光譜儀可行性評估

隨著微 / 奈米技術與系統的發展，由於具有重量輕與耗電量低等優點，近年來以微奈米技術開發太空用相關元件與系統，成為各國太空計畫發展的重點；但微奈米系統與元件破壞機制與可靠度資料的缺乏卻也成為微奈米系統應用於太空任務的瓶頸。美國太空總署噴射推進實驗室 (JPL) 亦積極開發微奈米系統與元件做為未來太空任務使用，目前規劃應用微微衛星作為測試平台，進行微奈米元件太空環境實測之用⁽⁵⁾。因此評估微型光學系統於微微衛星運用時，微奈米系統所開發之微型系統亦具有應用潛力，以下將就以 LIGA 製程所發展的微型光譜儀進行評估。微奈米技術開發的光譜儀中，狹縫光柵式光譜儀雖然具有低光通量、光譜量測區域受限於選用光柵元件為固定範圍等缺點，但由於光譜系統中不需移動件無需消耗額外電力進行控制，具有可節省寶貴的電力並使系統簡化的優點，使其具有成為微微衛星酬載的潛力，本文以下將先就狹

縫光柵光譜儀進行討論；構成微型光譜儀重要之元件與次系統包括光輻射耦合、LIGA 製程繞射分光元件、CCD/CMOS 感測器及前端與時序驅動電路等。

微型光譜儀作為微微衛星酬載可由兩方面考量，其一為工程可行性研究；其二為能否運用於科學研究。在工程可行性評估方面，光譜儀所使用光學鏡頭其目的在於光收集，不像成像鏡頭需考量像差等成像品質問題，可採用單鏡片光學鏡頭，光學系統的複雜度得以相對降低，不僅可滿足重量考量，同時也提昇酬載的可靠度。

科學用途方面，則需先考量微型光譜儀可從事何種科學研究。首先考慮微型光譜儀用以測定大氣散射光譜，若微微衛星自旋軸位於軌道面上，考慮大氣厚度為 T ，此時微型光譜儀應安裝於垂直自轉軸四邊板上之任一側。如圖 9 之幾何條件所示，所蒐集之大氣散射光將來自於固定高度範圍內之大氣區域；為避免地面反射光進入光譜儀系統中，光譜儀光軸方向與 nadir 方向夾角 γ 須滿足下列關係：

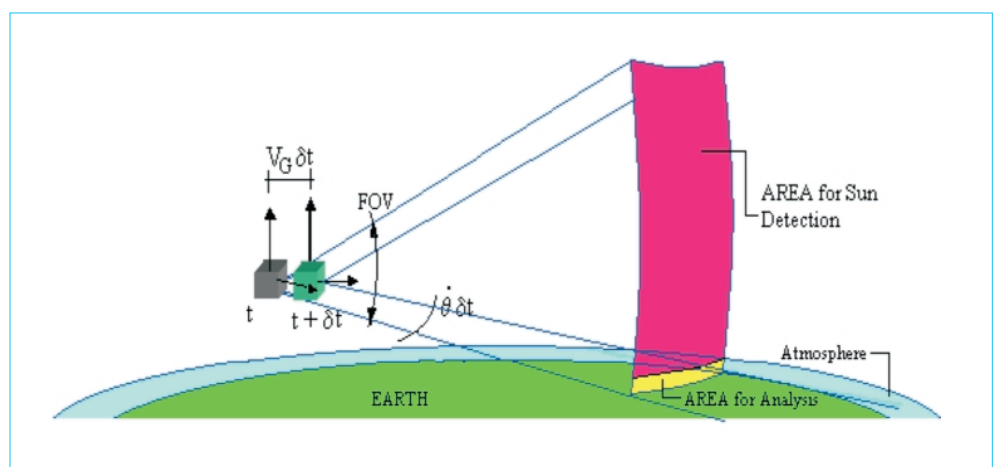
$$\beta - \alpha < \gamma < \beta$$

其中

$$\alpha = \cos^{-1}\left(\frac{R}{R+H}\right) - \cos^{-1}\left(\frac{R+T}{R+H}\right)$$

$$\beta = 90^\circ - \cos^{-1}\left(\frac{R}{R+H}\right) + \frac{FOV}{2}$$

圖 9. YamSat 自旋軸平行軌道面時微型光譜儀所攝得之光譜資料為同一層大氣所散射之太陽光譜。



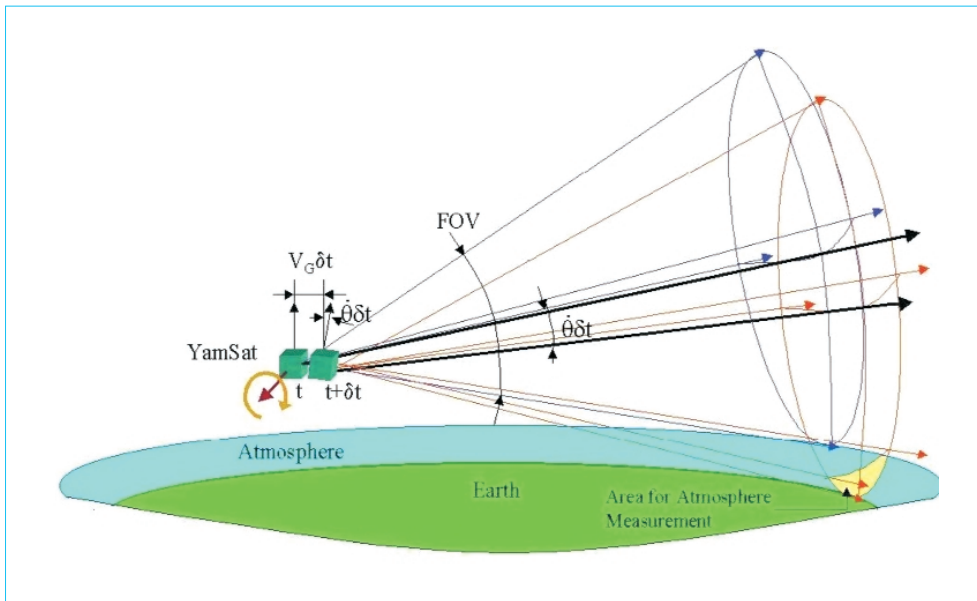


圖 10. YamSat 自旋軸垂直軌道面時微型光譜儀所攝得之光譜資料為不同層大氣所散射之太陽光光譜。

其中， R 為地球半徑， H 為衛星軌道高度，而 T 表大氣自地表以上之厚度。

若軌道高度為 650 公里且假設大氣層 10 公里以內大氣密度對陽光可產生有效散射，則當鏡頭 FOV 為 45° 時，幾何參數 α 與 β 角分別為 0.195° 及 87.66° 。 β 角為一與儀器視角有關之幾何參數，代表光譜儀鏡頭所應安裝的角度，就目前所討論的光學鏡頭視角，光軸方向與飛行方向夾角必須不大於 2.34° ，則所獲得的光譜訊號將不會混入地表直接反射光。 α 角則用以描述觀測自地面起至大氣高度 T 時之觀測時視角，光學鏡頭之視角必須不大於此值。由於 α 角僅達 0.195° ，為滿足如此小的觀測範圍，微微衛星必須有極佳的姿態控制，然而目前微微衛星 pitch 角控制僅能達到 15° 以內，此姿態控制精度將使微型光譜儀所得之資訊包含不同大氣位置與地面反射之光譜資料，而非特定區域大氣散射光譜資料。

微微衛星另一種飛行姿態為自轉軸垂直軌道面，由於衛星將垂直軌道面旋轉，因此微型光譜儀將在不同時刻收集不同大氣範圍內之光譜資料，如圖 10 所示。不同大氣高度位置所對應的觀測視角 α 可以以下式表達

$$\alpha = \cos^{-1}\left(\frac{R+T'}{R+H}\right) - \cos^{-1}\left(\frac{R+T}{R+H}\right)$$

其中 T' 表示較低大氣層較低位置之高度。由於大氣厚度遠小於地球半徑，因此觀測視角對大氣層高度幾乎呈線性變化關係。換言之，透過微微衛星自轉，可以運用 FOV 固定之光學集光系統，對不同高度位置大氣散色光譜進行量測，以獲得不同高度的大氣成分資料。進一步分析，衛星自轉速度為每秒 0.12279° ，因此若欲每 10 公里高度差進行一次量測，則兩次量測間所需等待的時間約為 12 ms，而微微衛星姿態控制不再是指向精度而將是自轉穩定性與衛星姿態認知 (knowledge) 的要求。進一步考量收光光學系統，根據前述所得視角大小約為 0.2° ，為達如此小之視角，光學系統必須特別設計或以遮光 (baffle) 設計達成，其中最簡便的方式為在鏡頭前方以遮光設計限制光線入瞳角度。另一必須考量的問題為光柵光譜儀屬於低光通量光譜儀系統，當光學收光角度限制於觀測視角，入瞳光強度將相對較弱，且遮光設計亦將使得衛星體積增大，無法滿足 CubeSat 的規格要求，基於此一考量，光學鏡頭仍宜採用視角較大者。如此所獲得之光譜訊息將會產生重疊，若欲分析特定高度散射光譜則必須有精確的理論分析模式協助，此部分工作有賴進一步進行。

由圖 10 中可以清楚地看出，若微型光譜儀採用光學視角較大者作為收光之用，由於光學鏡頭的視角相當地大，因此微型光譜儀同時有機會可以直

接測定太陽光譜。由於微微衛星姿態訊息有限，若於視角進入待測定大氣層位置前可以先行擷取光譜，透過光譜比對判斷太陽光光譜蒐集時衛星姿態，增加判定光譜儀所獲得光譜對應大氣位置之資料，提高科學用途的可行性。此外，由於其功能類似太陽感測器 (sun sensor)，因此所獲得光譜儀光軸與太陽夾角，可以進一步提供地面分析，以推估微微衛星姿態。

基於微型光譜儀具有科學應用的潛力，也可以驗證微機電元件於太空應用的可行性，更重要的是在微型光學儀器中，不僅其光學鏡頭最為簡單，且其資料量也相對較少，利於資料以 UHF/VHF 通訊頻率下鏈。因此選定微型光譜儀作為 YamSat 酬載屬相當自然的結果，微型光譜儀相關設計將介紹於後。

四、微型光譜儀初階設計

根據評估後，微型光譜儀具備測定太陽光在高空散射光譜、驗證微機電系統太空用途可行性與直接量測太陽可見光譜以協助 YamSat 進行姿態判定等實驗任務；且國際間進行與規劃中微微衛星計畫並無相似的酬載，加以微型光譜儀所產生資料量不高，經進一步考慮電力消耗及系統基本架構後，YamSat 計畫採用微型光譜儀為其酬載。根據酬載系統設計及考慮衛星基本條件後，於 SDR 後將酬載設計條件修正如下所列：

1. 重量：100 g 以內
2. 功率：500 mW 以內
3. 尺寸：外觀體積不大於 7 cm × 7 cm × 3 cm，光學系統尺寸不得大於 7 cm × 7 cm × 1.5 cm，電子電路尺寸不大於 7 cm × 4 cm
4. 操作溫度於 -20 - 40 °C
5. 非操作溫度於 -20 - 40 °C
6. 使用電壓 5 V
7. 資料採序列 (serial) 介面，傳送速度 2400 bps (含) 內，資料產生速度不大於 512 bytes/min.
8. 酬載任務壽命期為一個月
9. 酬載於 2002 年 2 月前完成

微型光譜儀將安裝於 X 邊板下方，經由螺絲

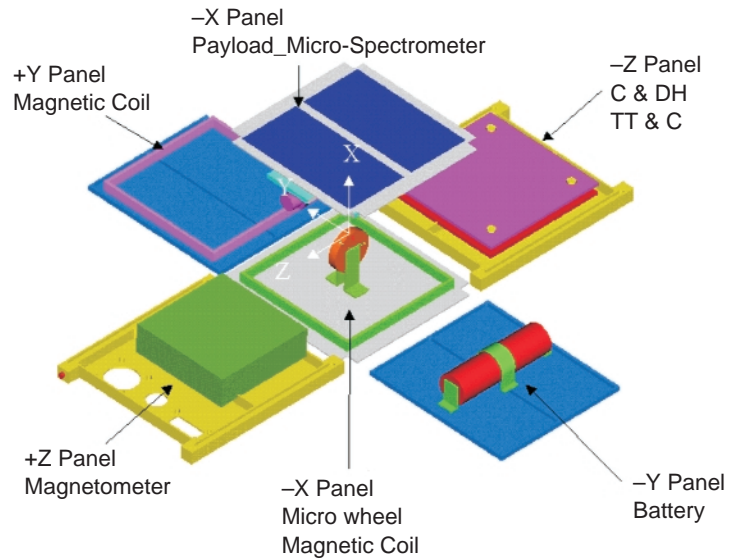


圖 11. 微光譜儀酬載與集光光學鏡頭分別安裝於 YamSat X 邊板下方與 +Z 邊板上⁽¹⁾。

與螺栓固定於面板上；集光透鏡位置經 NSPO 評估後，在降低鏡頭開孔對於太陽能電池板有效面積減少的影響考量下，要求集光透鏡必須置於 Z 邊板中間位置，如圖 11 所示。

微型光譜儀時程規劃如圖 12 所示，發展時程區可分為兩階段，階段劃分以微型光譜儀電路原型完成作為區分，時間約為 90 年 8 月。第一階段為設計與原型製作；此階段以完成微型光譜儀原型為目標，進行的工作包括系統架構設計、釐清並確認衛星介面、元件取得、細部設計與加工，完成原型用以進行功能測試與耗電、重量與體積評估。第二階段為測試與飛行體製作，由於發展時程短，且微微衛星所採用之零件與次系統多為商用規格，因此飛行體與工程體間差異性不大，本階段初期工作將針對第一階段原型功能測試與評估結果進行設計變更，並以選用之材料及元件進行製造工作，完成後之工程體除進行功能測試外，並同時進行環境測試，此階段主要用以測試系統所能容忍極限。飛行體基本架構應與工程體相同，僅針對工程體於測試結果進行小部分修正與強化。

1. 系統架構

微型光譜儀系統架構如圖 13 所示，基本架構

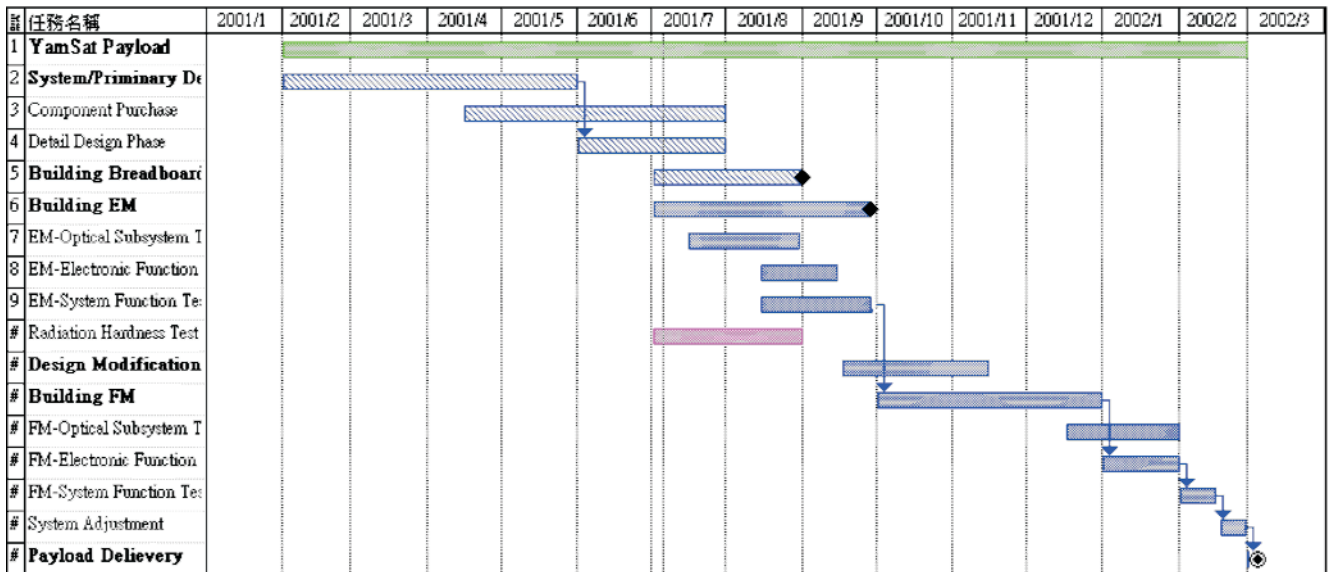


圖 12. 微光譜儀發展計畫時程甘梯圖。

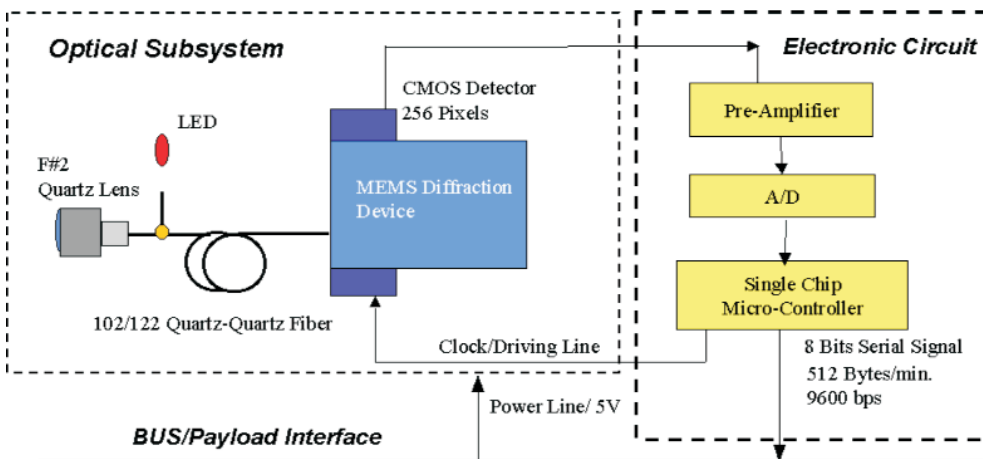


圖 13. 微光譜儀初階設計系統架構圖。

由光學系統與電子電路兩部分所構成。光學系統部份包含集光用光學鏡頭、LED 光源、分光鏡或光纖耦合元件、微繞射元件、感光元件等。光學系統各元件之功能與設計考量如下所述：

- (1) 集光光學透鏡：將光輻射收集進入微型光譜儀系統中，由於集光鏡頭於系統中並不擔負成像功能，因此鏡頭無需考量像差問題，但為求有效地將光導入導光光纖中，透鏡的數值孔徑 (numerical aperture) 必須與採用之導光光纖匹配。此外，由於透鏡裝置於 Z 邊板上，鏡頭將因 YamSat 自轉分別面對太空 (deep space)、太陽與地球，鏡頭將因此承受重複性熱負載與高

能輻射，為避免鏡頭因熱負載與高能輻射而破裂與劣化，因此材料必須採用石英 (quartz)，且為避免鏡片與鏡座 (housing) 間因熱膨脹係數差導致鏡片破裂，因此鏡座材料應與鏡片相近或施以黏膠。

- (2) LED：為監測微型光譜分光元件於太空中可能因溫度、大氣壓差與 out-gassing 等因素對光譜儀系統量測結果的影響，因此應用於地面測試過之 LED 為光源，耦合進入微型光譜儀系統中，作為校正光譜量測之用。此外，採用 LED 光源亦可於鏡頭失效後持續回報電子電路、分光元件與感測器等健康狀況，用以評估後續計

畫電子系統壽命。由於 LED 將於微型光譜儀開機時同時開啟，因此 LED 必須採限電流設計，並於地面完成 LED 光強與待測光輻射強度比對。

- (3) 微型光譜分光元件：用以分離經由光纖導入之光強，由於光線離開光纖後為發散光，因此微型分光元件除應具備分離光譜之能力，亦應具備將光譜收斂至 CMOS 感測器之能力，感測器所得之光強度即為各光譜強度。
- (4) CMOS 感測器：記錄光譜強度並轉換成類比訊號輸出，由於集光鏡頭尺寸須小於 10 mm，且微型光譜分光元件將導入之入射光分離，加上光纖耦合與傳遞所造成光強度損失，抵達感測器光強度將非常微弱，因此光譜儀所採用之 CMOS 感測器必須有極佳的光強度響應能力 (sensitivity capability)。

有關電子電路系統架構則包含前端電路、驅動電路與數位電路所架構而成。主要功能為提供 CMOS 所需時序、訊號前置放大、A/D 轉換與影像傳送等功能，此外，基於耗電考量，宜避免採用高壓或高頻電路設計。

受限於系統對於重量及空間的要求，在結構及型態 (configuration) 設計上均須簡化。初階設計階段以印刷電路板 (PCB) 直接作為結構體，用以承載電子元件、分光元件及感測器、集光鏡頭，並以螺柱與衛星本體結合。而型態設計 (configuration design) 則如圖 14 所示；將電子電路與光學系統各置於 PCB 一側的型態設計，如此微型光譜儀將有足夠的空間容納光纖，電子電路部分基於空間高度及重量等因素考量下，將使用表面黏著 (SMT) 元件。

2. 光譜儀分光及感測元件

微型光譜儀分光與感測器次系統由 LIGA 製程光柵元件及 CMOS 感測器所構成，為微型光譜儀核心，次系統架構如圖 15 所示。其工作原理為光線經光纖導入後，入射光為發散光，到達由微機電技術製造 NA 值為 0.22 之光柵元件反射，產生不同級次繞射光，不同光譜之光線經光柵分光後進入 CMOS 感測器中，畫素幾何尺寸相當於光譜出口

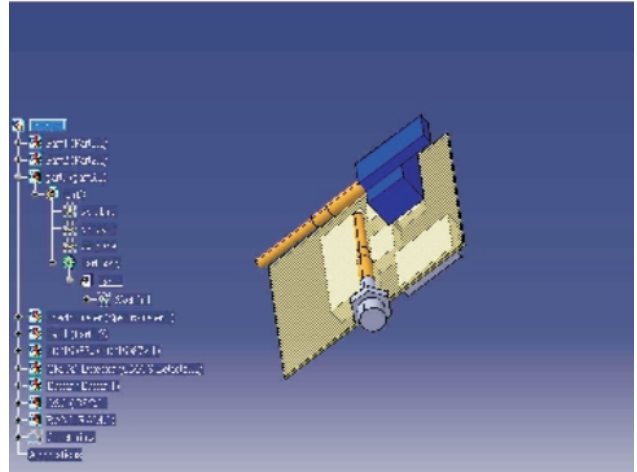


圖 14. 微光譜儀初階設計系統配置圖。

口徑，僅允許特定光譜範圍之光進入，因此不同 CMOS 畫素所獲得之訊號強度即為光譜訊號。基於發展時程相當緊迫，目前採用的微型光譜儀為德國 microParts GmBH 所生產的 VIS-780 光譜儀模組，模組所使用分光光柵為 LIGA 製程所發展的微奈米元件，結合日本 Hamamatsu 公司所生產的 S5436-256N CMOS 感測元件所構成。分光元件規格如下：

光柵密度：625 lines/mm

光譜量測範圍：380 - 780 nm

光譜解析度：12 nm (使用 102/125 μm 光纖)

光譜穩定度：0.02 nm/K

感測器畫素大小：25 μm \times 500 μm

感測器畫素數：256 pixels

3. 收光與導光系統

收光與導光系統為微型光譜儀資料擷取與傳遞次系統，此部分次系統的設計將直接影響到微型光譜儀系統的光譜解析度與信號訊噪比值，對系統性能有直接影響。鏡頭將光耦合進入 (多模) 光纖方式分為兩種⁽⁷⁾。

- (1) Overfilled - 鏡頭 NA 值大於光纖 NA 值，且聚焦後光點大於光蕊大小。
- (2) Limited Phase-Space - 光學鏡頭 NA 值與聚焦後光點大小分別達光纖 NA 值及光蕊直徑的 70%，微型光譜系統除應用透鏡作為集光之

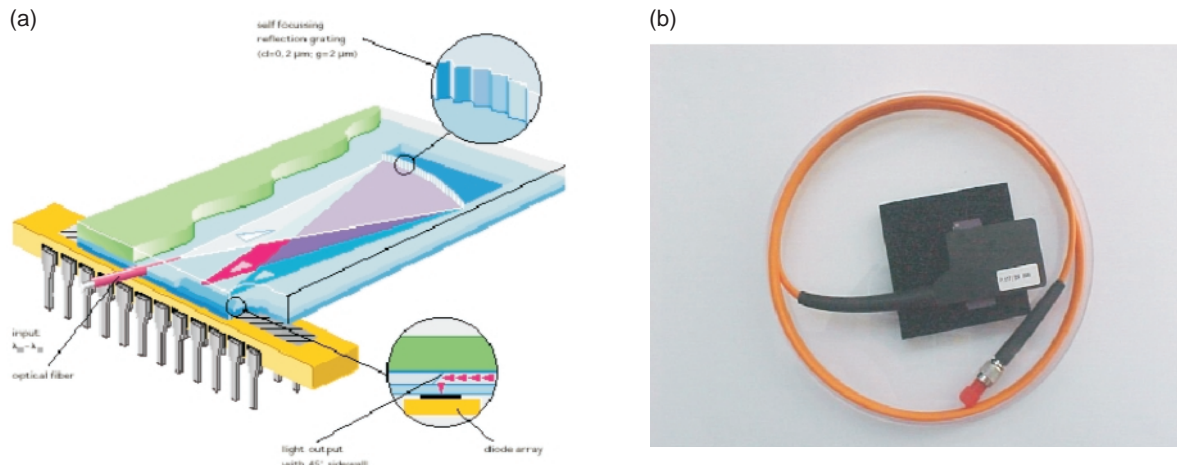


圖 15. 德國 microPart 以 LIGA 製程生產之微型光譜分光元件⁽⁶⁾：(a) 微型光譜分光元件基本架構圖，(b) 微型光譜分光元件。

用，由於微型光譜儀為狹縫光柵光譜儀，必須使用適當的狹縫，因此微型光譜儀設計上多採用光纖作為導光媒介，光纖同時具有狹縫的功能，光纖光蕊 (core) 越小則相當於狹縫越窄而光譜解析度將越高；光譜解析度， R ，並可表為狹縫寬度， W ，之函數，其關係如下⁽⁸⁾

$$R = \frac{DW}{F}$$

其中 $1/D$ 表線色散 (linear dispersion)，單位為 nm/mm ， F 為輸出端焦距。由上式可知若欲使微型光譜儀系統解析度提高 (R 值變小)，在相同光柵與 F 的情況下，應使用光蕊較小之光纖。然而光蕊小的光纖不易有效地將光線耦合進入光纖中，且耦合後對於微微衛星發射過程的振動過於敏感，因此光纖無法選用光蕊較小者，目前選用 $102/122 \mu\text{m}$ -Quartz/Quartz、NA 值為 0.22 之光纖作為導光與狹縫之使用，光譜解析度約為 $12 \mu\text{m}$ 。為使微型光譜儀達到 $12 \mu\text{m}$ 光譜解析度，光纖長度必須達 30 cm 以上，使得光蕊外傳遞之光強於輸出前衰減至最小。由於光纖長度大於 YamSat 所提供之空間，為克服此一限制，光纖需採用纏繞 (winding) 方式固定，且根據選用光纖資料，裸光纖之最小纏繞半徑約需 15 mm，為各式光纖中最小。考量空間限制

與光纖繞線最小半徑，目前採用裸光纖進行設計。為使光耦合進入光纖中，依據光纖 NA 值及耦合條件，選用的集光鏡頭 $f/\#$ 為 2、焦長 10 mm、NA 值為 0.25 之 Quartz 光學鏡頭，光學鏡頭如圖 16 所示，為非球面單鏡片鏡頭，鏡頭後端並具有調焦套筒，供簡易調整鏡頭與光纖耦合之用。目前常用於光纖與光學鏡頭結合設計方法有膠合與雷射焊接兩種；由於膠常具有低溫脆化之特性，膠合過程亦極易污染光纖，目前考慮採用雷射焊接方式進行，雷射焊接前先將光纖置入金屬套筒 (metal ferrule) 中，再將金屬套筒與鏡頭調整套筒結合，由三組雷射同時進行焊接工作，如圖 17 所示，經由調整前後位置達到調整光纖與鏡頭至最佳耦合位置。

4. 電子電路設計

電子電路設計包含兩部分，一為 CMOS 前端電路，另一為時序驅動電路；電子電路必須具備 (1) 驅動感測器與相關電路所需時序、(2) 放大感測器所擷取之訊號、(3) 轉換類比訊號成為數位訊號、(4) 提供光譜資料暫存所需之記憶體及 (5) 衛星本體資料傳輸介面等功能。基於上述功能考量與微微衛星限制，微型光譜儀初階電子電路設計原則如下：

- (1) 訊號以 serial (UART) 輸出至 YamSat 衛星介面。



圖 16. f/#2 口徑 9 mm 作為集光用光學鏡頭。

- (2) 輸出訊號格式為 MI##-256 bytes data。##為輸出資料筆數，編號為 00 至 48。
- (3) 根據 NSPO 電路設計，衛星本體將主動控制微型光譜儀系統是否開機，光譜儀開機後即連續取像，並送出資料至衛星本體。
- (4) 電子電路設計與元件其驅動電壓應採用 5 V，在空間與重量考量下將選用 SMT 元件。
- (5) 基於系統所使用之功率必須小於 0.5 W，為降低電力消耗，所有電子元件將採用低功率電子元件。

現階段設計在微型光譜儀後端之電子電路系統部份基於消耗功率限制與可靠度的考量，採最基本工作條件為電路設計之限制，方塊圖如圖 18 所示；整體電路包含前端放大器 (pre-amplifier)、類比數位轉換器 (A/D converter) 與單晶片 (single chip) 所架構而成。由於 Microchip Technology 所生產 PIC16F876 單晶片具有耗電量低、內建 8 位元 A/D 轉換器及內建 RS232 串列傳輸埠接腳等三大特性，除可以降低耗電量，並可簡化時序驅動電路，因此初階設計以 PIC16F876 單晶片作為微型光譜

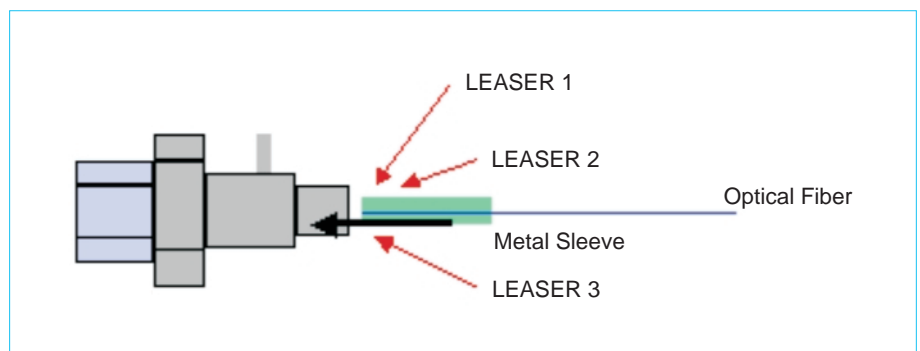
儀系統核心，除產生微型光譜儀系統所需的時序並直接驅動 CMOS 感測器外，同時將類比訊號轉換成 8 位元數位訊號。由於 PIC16C77 已通過輻射測試⁽⁹⁾，PIC16C77 與 PIC16F876 製程不同但程式語法相仿，程式改寫非常容易；且前述功能 PIC16C77 亦同時具備。基於系統可靠度，目前微型光譜儀系統單晶片將改採與 PIC16C77 相同製程但接腳數較少的 PIC16C76。目前已完成單晶片選用與時序產生及控制程式的撰寫，同時以 PIC16C76 為核心的時序驅動電路亦已設計完成，如圖 19 所示。前端電路則以 CMOS 感測器原廠提供之前端電路為架構，加以修改，如圖 20 所示即為已完成佈局之前端電路。規劃中基於重量與空間考量，電子零件應採用 SMT 元件，但由於部分 SMT 電子零件無法立即獲得，因此暫以 DIP 元件代替以利功能測試之進行，目前已根據所獲得之電子元件製作完成測試系統，如圖 21 所示，與未來飛行體最大的差異，在於預留了與模擬衛星介面整合測試用之 RS232 介面，以利電路功能測試進行。

在時序驅動電路部分，考慮耗電量要求後，系統中除微處理器中內建記憶體空間外，將不再使用其他外掛記憶體，為滿足此 RS232 傳送速率與缺乏緩衝記憶體的限制，微型光譜儀系統所採用的光輻射強度積分時間將固定為 1.172 秒。

5. 測試工作

關於微型光譜儀酬載測試工作，可分為兩部分。第一部份系統設定及功能測試，如前所述於微型光譜儀中將使用 LED 光源作為系統檢測與校正

圖 17. 採用雷射焊接連結光纖與集光鏡頭示意圖。



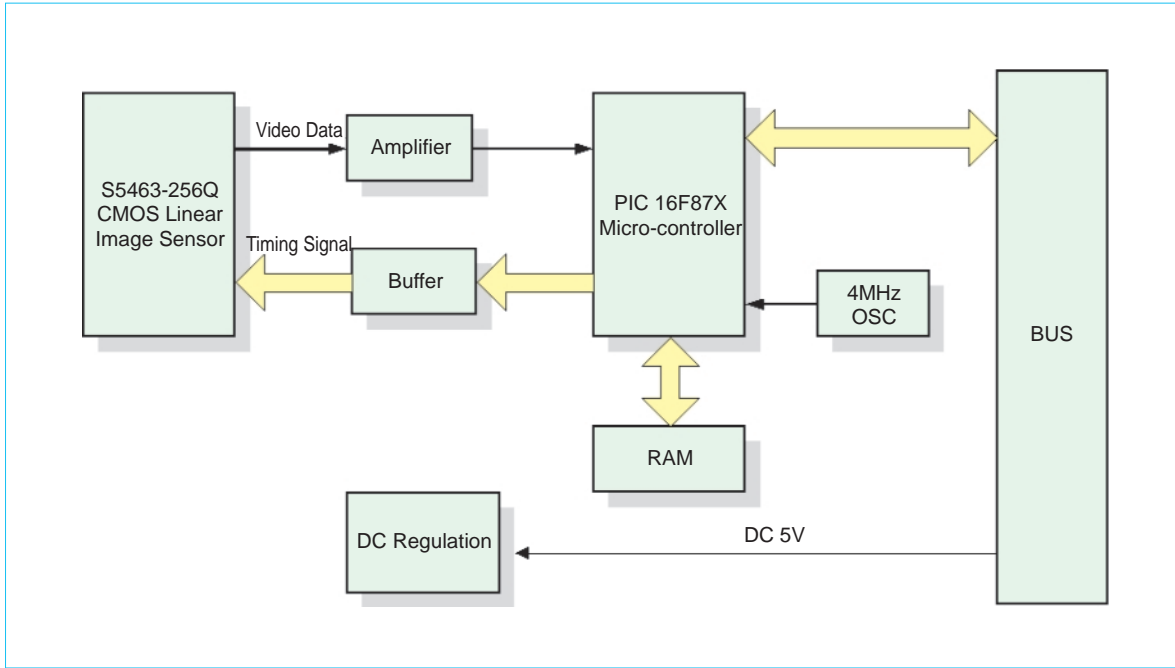


圖 18. 微光譜儀系統電路方塊圖。

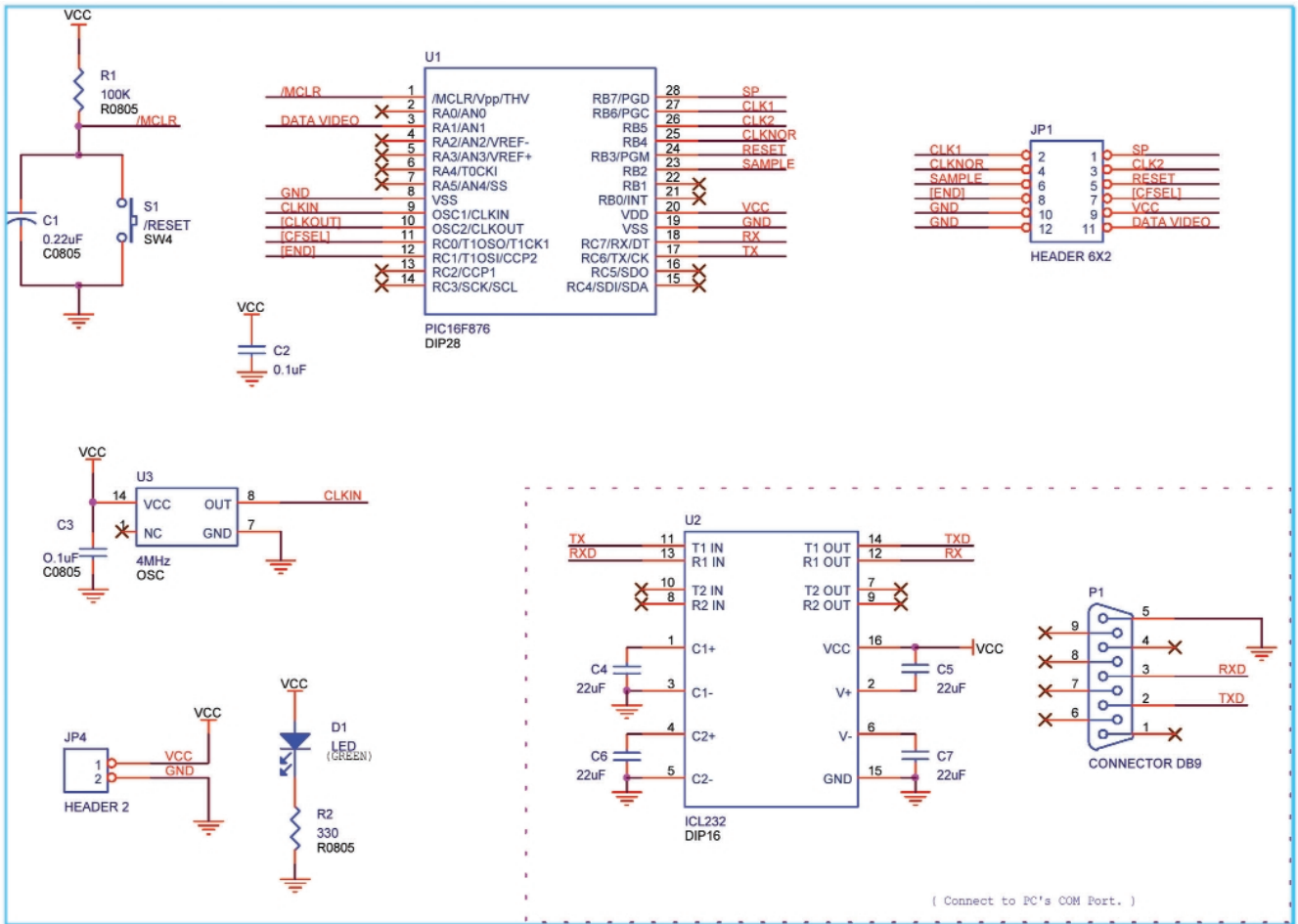


圖 19. 已完成之微光譜儀時序電路佈線圖。

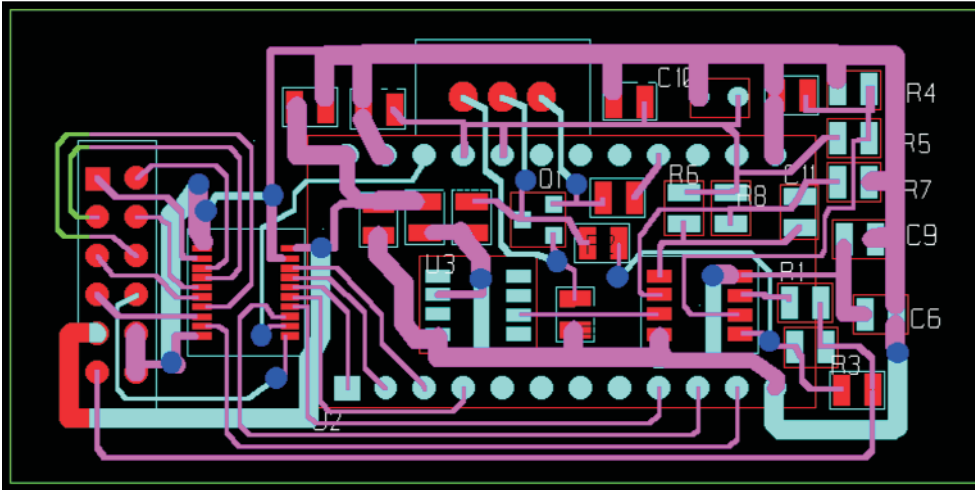


圖 20. 已完成之微光譜儀前端電路佈線圖。

用，但 LED 光源強度與待測光輻射強度比必須於地面先行調整，此外前端電路增益也必須透過測試進行微調。第二部分則屬環境測試工作，由於微型光譜儀之機械結構直接以 PCB 取代，且所選用之元件大多未執行過實際太空任務，為增加系統可靠度與收集相關資訊供後續任務之執行，因此在初步設計階段亦應規劃相關環境測試工作。相關測試工作如下。

(1) 功能測試

光譜反應測定 - 由於微型光譜儀使用了集光鏡、光纖及 CMOS 感測器等，各種不同光傳遞介質相當於將光譜進行轉換，因此需以積分球或黑體為光源進行量測，結果並與光譜儀進行比對，以利真實光譜強度資訊取得。

烘烤 (baking) - 由於光譜儀亦受到氣體干擾，為避免微型光譜儀於軌道時受 out-gassing 影響，需進行真空加溫烘烤，以增加系統可靠度。

LED 光譜測定 - 系統中置入 LED 作為軌道上微型光譜儀校正使用，並據以判斷系統狀況，LED 光譜是否因 aging 而有所偏移，必須於地面上進行測定收集資料，以避免誤判。

(2) 環境測試

振動測試 - 以發射載具振動能譜激發微型光譜儀系統，用以確認結構設計與電子元件焊接完整性。

輻射測定 - 測定電子相關元件受高能粒子與輻射之影響，以確保系統受高能輻射情況下仍能運作，此測驗將配合 NSPO 共同進行。

真空測試 - 配合烘烤測試進行，用以檢視分光元件內腔體是否受氣壓影響。

熱負載測試 - 用以確認光學系統，光纖耦合不因熱膨脹係數不同而有損壞與失效。

六、結論

本文分別就微型化影像儀與微型光譜儀系統，以 YamSat 衛星參數為條件，討論微型化光學酬載

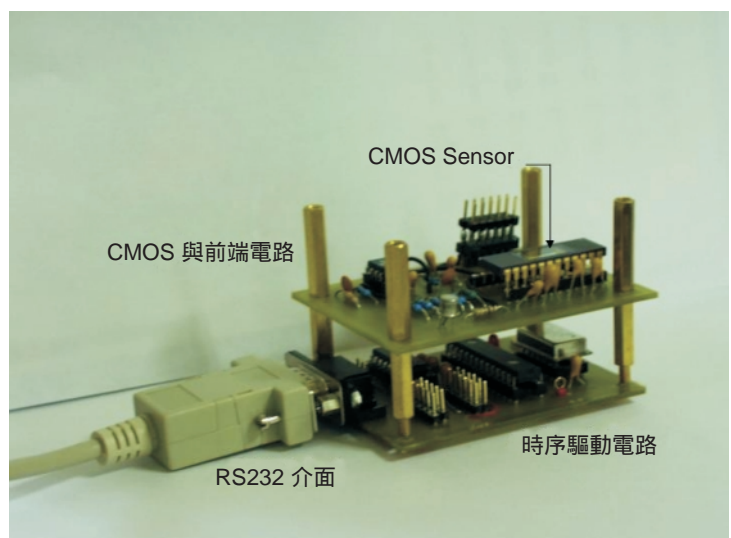


圖 21. 微光譜儀系統評估用電路。

應用於微微衛星上之可行性。由討論中可獲知，受限於微微衛星條件限制，微型化影像儀所能提供之影像僅能提供區域、短期性天然或人為災害初步資訊與區域性概括性雲系資訊。在工程上，若能建立標準型微微衛星架構與影像儀後端數位電路，將可提供低廉、快速的 CCD/CMOS 感測器太空驗證機會，有助於發展自主性衛星影像遙測設備。相反地，微型光譜儀系統雖無資料量的問題，但因光譜解析度的限制，雖無法充分滿足科學研究目的，但就任務而言，微型光譜儀卻扮演科學研究探路者的角色；在工程上，更具協助微微衛星姿態判定之功能，有其價值性。除可行性評估外，本文亦就進行中微型光譜儀初階設計進行介紹與說明，所提供之資訊冀能提供後續微微衛星發展計畫參考。

參考文獻

1. YamSat Team, *YamSat System Design Review*, May, 28 (2001).
2. <http://www.calpoly.edu/~aero/polysat/>.
3. 行政院國家太空計畫室籌備處, 微微衛星發展計畫書 (初稿) (2001).
4. R. D. Fiete and T. Tantalò, *Optical Engineering*, **40** (4), 574 (2001).
5. T. George, Y. Bae, I. Chakraborty, H. Cherry, C. Evans, B. Eyre, A. A. Green, A. Hui, K. King, H. L. Kim, R. A. Lawton, G. Lin, C. Marrese, J. Mueller, J. A. Podosek, K. Shcheglov, T. K Tang, T. R. VanZandt, S. E. Vargo, J. Wellman, V. White, D. V. Wiberg, and E-H. Yang, *Proceedings of the Photonics for Space Environments VII, SPIE*, **4134**, 16, Oct.(2000).
6. <http://www.microparts.de/english/vis.html>.
7. A. Ghatak and K. Thyagarajan, *Introduction to Fiber Optics*, Cambridge University Press (1998).
8. 儀器總覽 3-光學量測儀器, 行政院國家科學委員會精密儀器發展中心出版 (1998).
9. H. Heidt, J. P-Suari, A. S. Moore, S. Nakasuka, and R. J. Twiggs, *In Proceedings of the 14th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite*, Logan, Utah, USA, August 13 (2000).