

# 行政院國家科學委員會專題研究計畫 期中進度報告

## 總計畫(1/2)

計畫類別：整合型計畫

計畫編號：NSC92-2212-E-032-011-

執行期間：92年08月01日至93年07月31日

執行單位：淡江大學機械與機電工程學系

計畫主持人：洪祖昌

共同主持人：陳裕愷

計畫參與人員：林宗憲，王宇輝

報告類型：精簡報告

處理方式：本計畫可公開查詢

中 華 民 國 93 年 5 月 31 日

行政院國家科學委員會補助專題研究計畫  成果報告  
 期中進度報告

## 低成本氣象衛星及其星系之關鍵技術研究—總計畫(1/2)

計畫類別： 個別型計畫  整合型計畫

計畫編號：NSC 92 - 2212 - E - 032 - 011

執行期間： 92 年 08 月 01 日至 93 年 07 月 31 日

計畫主持人：洪祖昌

共同主持人：陳裕愷

計畫參與人員：林宗憲、王宇輝

成果報告類型(依經費核定清單規定繳交)： 精簡報告  完整報告

本成果報告包括以下應繳交之附件：

赴國外出差或研習心得報告一份

赴大陸地區出差或研習心得報告一份

出席國際學術會議心得報告及發表之論文各一份

國際合作研究計畫國外研究報告書一份

處理方式：除產學合作研究計畫、提升產業技術及人才培育研究計畫、  
列管計畫及下列情形者外，得立即公開查詢

涉及專利或其他智慧財產權， 一年 二年後可公開查詢

執行單位：淡江大學

中 華 民 國 93 年 05 月 24 日

## 中文摘要

本報告依照計畫預定工作項目，說明任務架構、任務目的、任務需求、系統需求及任務預算，電源子系統根據任務與規格訂定 Power Budget，並依 Power Budget 估算太陽能電池有效面積大小與蓄電池放電深度作為選擇太陽能電池與蓄電池的依據。根據估算結果與設計要點進行相關的初步驗證，主要量測穩壓器輸出電壓電流以及充電電壓電流，作一簡單的驗證。

關鍵詞：電源估算、微衛星

## 英文摘要

This report describes the mission architecture, mission objectives and requirements, system requirements and mission budgets. The power budget is calculated according to the mission requirements. In the design of power system, the key-point is the efficiency of the solar cell and the power circuit.

Keywords : Power Budget , Nanosat

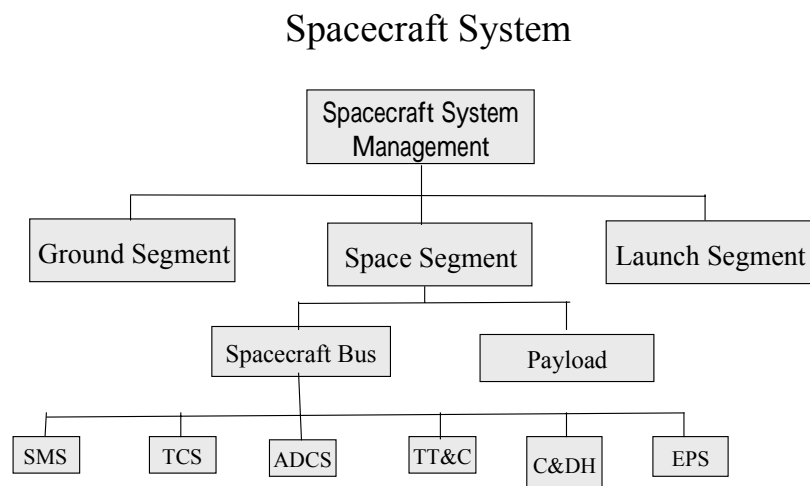
### 一、報告內容

由於本計畫除了負責與各子計畫之間的溝通與協調、任務目的需求與任務預算之確定外，尚須負責電源子系統的分析與設計，因此以下的報告內容將分總計畫與電源系統兩個部份。

#### 1. 總計畫報告內容

##### 總體架構

本計畫與其它子計畫的執行，按一般太空任務的過程(圖 1)，依任務目標及需求定義，系統設計與分析，系統製作與單元測試及系統整合與測試的過程，並分為 1. 總計畫含電源子系統，2. 任務及 CCD 酬載子系統，3. 電腦子系統，4. 通訊子系統共四個計畫，計畫的架構如下圖所示。



### 任務目的

- 訓練及教育大學和研究所學生有關一個實際衛星的相關技術
- 提供學生們一個團隊工作(Team Work)的經驗
- 驗證衛星影像技術的簡單和低成本潛力，以及這些技術如何影響我們的日常生活
- 驗證我們之前有關微衛星的研究成果，並證明在大學裡建造衛星的可行性

### 酬載任務

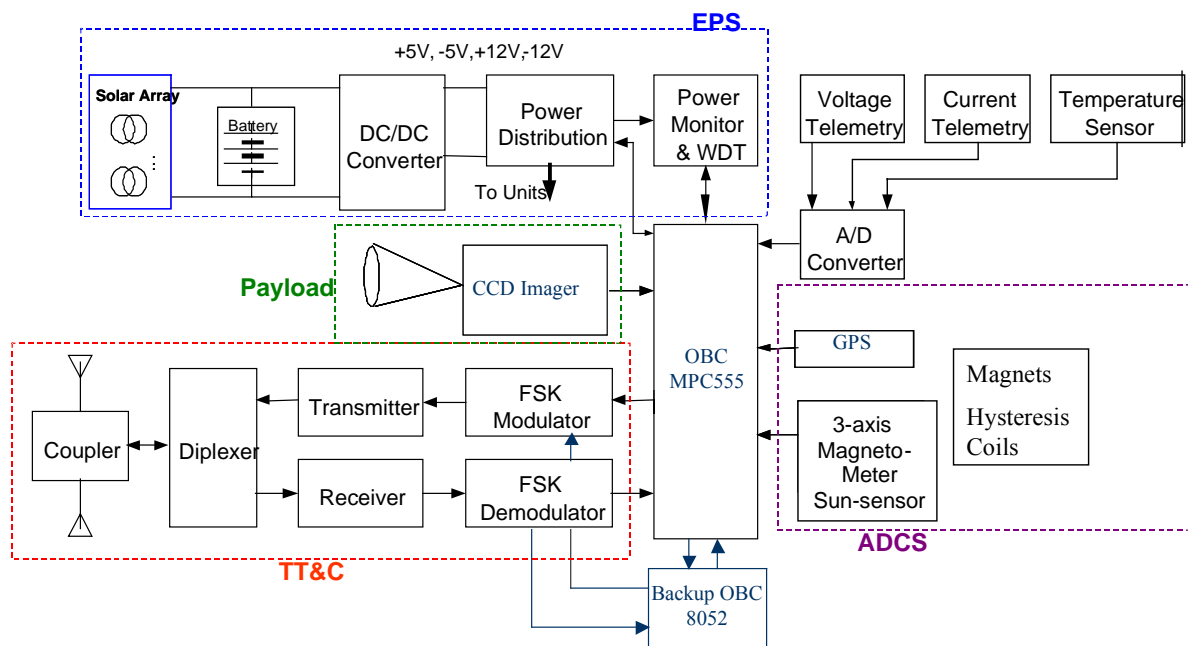
## 1. 衛星雲圖照相實驗

主要為進行廣角的雲圖照相,拍攝範圍為台灣附近 2. Software Mail Box 通訊試驗  
在經過特定區域時可以用業餘無線電頻率傳送 e-mail

### 任務需求使用被動式磁力姿態控制系統

- 使用業餘無線電頻率上下傳衛星資料
- 最小的衛星壽命：1 年
- 每小時獲取最小一張涵蓋台灣的氣象雲圖
- 星上電腦必須有能力判斷最佳的拍照時機，並命令 CCD 相機進行拍照
- 軌道高度 600-800 公里
- 星系的計算必須以使用最少的衛星數目為準則

### 衛星系統方塊圖



### 各系統需求

#### 1. 軌道系統

- 符合一般業餘衛星多採搭便車(Piggy Back)方式，發射載具可提供的軌道高度在 500-1000 km 間其覆蓋範圍要覆蓋台灣,故其傾角最小要大於 25 度任務時間為兩個月,不可以太快返回地球
- 2. 姿態控制系統
- Provide attitude stabilization with spin rate 0.05~0.1 rpm
- Provide pointing accuracy within 10 deg
- The magnetic torque must be large enough compared with the environmental torques
- Provide the attitude data for imagery payload
- 控制星上所搭載的軸載裝置與感測裝置。
- 管理與監控各個感測裝置，若有異常，做出適當反應，並將感測到的數據資料加以儲存。
- 依據操作模式的設計，對其他子系統關閉或啟動，以達到省電或穩定等目的。
- 將所收集的資料與拍攝的雲圖，在可通訊的範圍內傳送回地面，供地面站人員監控與分析。
- 接收地面站命令，強制改變目前操作的模式或執行命令。TNC 使用 9600bps，以加快資料量傳輸。可切換封包速率，以利更多地面站台使用 (9600/1200)。傳送功率可由 0.5W 提升到 5.5W，增加不良環境下之通訊能力。在非通訊範圍時，OBC 可將通訊機

轉換為 APRS ( automatic packet reporting system ) 模式，每分鐘發射一次 BEACON。

- 由於姿態控制方式關係，天線數量為，接收天線一支(頂部)，發射天線三支(底部)。
- 設計天線切換機制 software mail box 提供純文字傳輸(英文)利用 Borland C++ Builder 撰寫 ground station software，內涵遙測資料，命令，mailbox 視窗，ccd payload 視窗。設計的規格能達 30W 至 40W。

根據衛星的各個子系統作評估的 Power Budget，最大需求時的瓦數為 29.05W。

- 可以符合軌道高度在 600 至 800 公里的環境。
- PCU(power control unit)的效率越高越好，轉換效率 80%以上。在初期作設計時，先以 80%為目標，以越高的效率為越好的選擇
- 在外太空中，太陽光是唯一的能量來源，所以利用太陽能電池和蓄電池將太陽光做轉換及儲存成星上所需的電源。
- 提供的電源規格能夠符合星上的電子設備。
- 依據任務設計的壽命，電源系統必須能提供至少 1 年的需求。
- 提供的電源必須連續且穩定，基本上電源是一直提供的，但若有必須切斷電源的子系統，則必須做開關的控制。
- 電子零件的操作溫度範圍需求，能符合星上內部的溫度變化，目前選用的操作溫度範圍-45°C~+80°C。若衛星內部的溫度可以控制在此範圍之內，則選用的電子零件皆可適用。

見 2. 電源系統報告內容

LINK BUDGET	UPLINK	DOWNLINK	UNIT
Frequency	145	435	MHz
Bit Rate (1200 bits/s)	30.79	30.79	DBHz
Distance to Satellite	3290	3290	Km
Transmitter Power	16.53	3.01	dBW
Transmitter Antenna Gain	12.24	-5	dB
EIRP	28.77	-1.99	dBW
Free Space Loss	146.01	155.55	dB
Atm. Refraction/Absorption	0.24	0.71	dB
Pointing/Polarization Losses	1.5	1.5	dB
Receiver Antenna Gain	-15	12.24	dB
Receiver System noise temperature	33.01	26.02	dBK
Boltzman's Constant	-228.60	-228.60	dBW/K/Hz
G/T <sub>e</sub> (Rec.Antenna gain/noise temp)	-48.01	-13.78	dB/K
Desired Eb/No(bit energy/noise ratio)	15	14	dB
Eb/No at Receiver Input	30.82	24.28	dB
Margin	15.82	10.28	dB
C/No	61.61	55.07	dBW/Hz

子系統	元 件	體 積(mm <sup>3</sup> )	重 量(kg)	重 量 比 率
電源子系統	充放蓄電池	1.6 ×10 <sup>6</sup>	4	11.52
	電源電路板	7.02 ×10 <sup>5</sup>	1	2.88

	電源正規器	$7.02 \times 10^5$	1	2.88
	太陽能陣列		1.5	4.32
通訊子系統	接收機	$7.8 \times 10^5$	1	2.88
	發報機	$8.1 \times 10^5$	1	2.88
	TNC 電路板	$1.8 \times 10^6$	2	5.76
	天線			
姿態子系統	磁棒	$3.927 \times 10^6$	2.867	8.26
	感測器			
電腦子系統	微處理器電路板	$2.16 \times 10^6$	2	5.76
熱控子系統				
結構子系統	主體結構	$4.34776 \times 10^6$	12.47	35.92
	接合介面	$1.77679 \times 10^6$	4.8	13.83
酬載子系統	CCD	$6.72 \times 10^5$	0.5	1.44
	GPS	$2.8 \times 10^5$	0.5	1.44
總 和		$1.64301 \times 10^7$	34.7147	100

## 2. 電源系統報告內容[1-9]

衛星的任務及規格經分析與計算如表 1 所示，圖 1 為結構外型的示意圖，形狀為六角柱，採用太陽同步軌道，每天繞行地球 14.28 圈，經過台灣可通訊範圍的次數一天約為 4~6 次。衛星電源系統大致可分為電力產生裝置、電力儲存設備、電力處理與控制單元和連結單元等，如圖 2 所示，基本的電路架構圖如圖 3 所示：太陽能板、蓄電池、充電器、電壓比較器、穩壓器。衛星的電源系統設計的流程圖如圖 4 所示，power budget 如表 2 所示。

### 蓄電池的估算 [10~11]

衛星進入背光面時，由蓄電池提供電力，因此蓄電池的設計是衛星是否有利用價值的重要關鍵，蓄電池設計上的考量最重要的是容量，有了足夠的電池容量才能應付背光面時各系統的需求。選擇何種蓄電池也是需要經過一番詳細的研究，不論是在充電、容量、重量、能量密度、價格上都要有精確的考量，而本計畫的設計使用鎳鎘電池，規格如圖 5 所示，因為它具有價格便宜、內電阻小、循環使用壽命長、適用溫度範圍廣，缺點則是有記憶效應以及鎘污染。

經由詳細的計算，本衛星最大背光時間約為 35 分，我們的軌道週期為 101 分鐘，所以最小的受光時間為 66 分。衛星的壽命設定是 1 年，約 525600 分鐘，衛星繞行兩年的週期次數為約等於 5200 次，換句話說，鎳鎘電池必須至少要能夠重複充電 5,200 次以上，由圖 6 的蓄電池放電深度特性圖，可得知放電深度大約在 45% 可以達到需求。由於背光面不進行拍照，背光工作週期的 Power Budget 如表 3 所示，因此不受光時衛星負載最大需求：24.805 W、不受光時間：0.583 hr、電力損耗為：4.961 W (20%)、電池數：20、電池放電電壓：1.2V、電池容量：1100Am-h、電池最大放電功率：24.805+4.961=29.766 W，電池放電容量計算如下：

$$\begin{aligned}
 & \frac{\sum [P_{\text{load}} \times t_{\text{load}} + P_{\text{loss}} \times t_{\text{load}}] \times \eta}{(1 - DOD) \times C} \\
 &= \frac{[(2.5 + 0.025 + 0.54 + 0.65 + 20.4 \times 0.2571) + 0.54 \times (1 - 0.2571)] \times 0.583}{20 \times 1.2} \\
 &= 0.2274 \text{ Ah}
 \end{aligned}$$

電池放電深度=電池放電容量/電池容量

$$= 0.2274 / 1.1 \times 100\% = 20.67\%$$

放電深度過高，容易產生熱的問題，在低軌道運行的衛星，於不受光期間裡，每繞地球一週，約需耗損蓄電池容量的 25 % 為最佳，計算所得的放電深度為 22.74 %。

充電器必須根據電池的特性以及充電時間要求來設計，一般簡單的充電可以分為定電壓與定電流充電，本論文的设计是定電壓充電，充電時間設定為 1 小時，充電的特性要根據實驗求得充電所需時間、充電電流變化、電池電壓變化等重要性質。

### 太陽能光伏電池的估算 [12~15]

估算太陽能板面積時，為了確保 1 年內都能提供足夠的能量，要考慮到 1 年後太陽能板的衰減，因此計算時要從 1 年後衰減的太陽能板所能產生的瓦數開始考量，太陽光與太陽能板夾角定為 30 度。設計使用的太陽光電池規格如下(28 )：

型號：SPECTROLAB公司製造Triple Junction Solar Cells

- 開路電壓: 2.545V
- 短路電流: 15.60 mA/cm<sup>2</sup>
- 尺寸大小: 21.677 cm<sup>2</sup>
- 轉換效率: 25.1 % (在 28 度 C 時)
- 砷鎵太陽能電池的溫度係數: 0.2%/C
- 太陽能板溫度變化範圍: -120~+150 度 C
- 太陽光光照強度為 1350 W/m<sup>2</sup> 即 0.135 W/cm<sup>2</sup>

單一 cell 可產生能量為：0.135 x 21.677 x 0.251 = 0.736 W

因為衛星在軌道上運行時是隨著時間在不停的翻轉，所以受到太陽光照的面積也就不斷的變化，所以必須考慮在不同情形下衛星向光的情形，大致可分成四種受光情形：a.單面受光 (面積最小)，b.兩面受光，c.三面受光，d.四面受光 (面積最大)，如圖 8 所示。在最小受光面積下，也就是單面受光，太陽光電池所產生的能量必須滿足衛星最大需求功率 24.805W，而且也要考慮裝配時 20%的面積損失，裝配常數為 0.8。

兩年後太陽能板需要產生的瓦數(EOL)為：(子系統需求瓦數) + (電池充電需求瓦數) = 24.805W + 10.915W = 35.72W

鎵砷太陽能板的衰退情形計算：

$$L_d = (1 - \text{degradation} / \text{year})^{\text{satellite life}}$$

Ld 為一段時間衰退後的效能，衛星壽命為一年，且太陽能板每一年的衰退率為 2.75% 所以， $L_d = (1 - 2.75\%)^{12/12} = 97.25\%$ 。

End of life(EOL)的功率  $P_{EOL}$  和 Begin of life(BOL)的功率  $P_{BOL}$  之間的關係式為：

$$P_{EOL} = P_{BOL} \times L_d$$

若以 35.72(W)為  $P_{EOL}$ ，由一年後太陽能板必須產生的功率往前推得必須裝配產生的瓦數  $P_{BOL}$  為 36.73 W，需要太陽能板有效個數為

$$BOL / (\text{單一 cell 功率}) = 36.73 / 0.736 = 49.9 \text{ cell} = 50 \text{ 個 cell}$$

太陽能光電池有效面積為

$$(\text{太陽能板個數} \times \text{單一 cell 大小}) \div \text{裝配常數}$$

$$= (50 \times 21.677 \times 10^{-4}) \div 0.8 = 0.1355 \text{ m}^2$$

### 驗證電路設計 [16~18]

電源電路的設計在保證不論衛星在向光面或是背光面都有電可以使用，由於衛星的能

源是很寶貴的，在設計電源電路板時要把握一些要點，就控制方面來說，如果電源控制需要靠星上電腦來控制會有缺點；星上電腦記憶體與處理速度不如地面一般電腦來的迅速，記憶體的容量限制也比較大，所以要盡量節省 CPU 的程式，如此一來也可以節省電腦系統消耗功率以及降低 CPU 溫度延長壽命，基於以上的幾個要點，在電源控制方面採用類比式的開關控制，也就是說不需要經過 CPU 的控制就可以達到系統需求，因此我們設計了一簡單的電路進行分析與驗證，往後將再針對各個單元進行更詳細的設計，以提高電源系統的效率，降低功率的過度耗損。

### 三、計畫成果自評

本年度電源自系統完成的部分有：衛星電源的估算(Power Budget)，如表 2，最初估算出最大需求時之瓦數為 24.805W、蓄電池設計及估算，電池採用可耐高重複充放電次數的鎳鎘蓄電池 1100mA-h，共 20 顆、太陽能光伏電池面積的估算和分析，因衛星本體結構外型尚未確定，因此規格是以外型六角柱進行分析，將來若有需要，則再做適當的修改、設計一簡單電路來做實驗驗證，如圖 8 所示，也得到了一些寶貴的結果與經驗。因經費有限，所以在進行電路的製作時皆以一般的工業規格，精度及誤差都不是很好，但都有達到預期的結果，也完成了預定的工作。

本計畫以及其子計畫預定的工作進度都已完成，計畫進度的控管也都很順利，計畫的研究成果已發表 SCI 期刊 1 篇[19]，會議論文 4 篇[20-23]，博士論文 1 篇，碩士論文 4 篇，接下來的成果預計將在本年度年底發表於研討會及其它期刊。

#### 參考文獻

- [1] 謝其浩，”Nanosat 極微衛星電源系統規劃與分析“，中央大學機械工程學系碩士論文，民國 91 年 6 月。
- [2] 林宗憲，”被動式磁棒控制於微衛星 TTU SAT-1 姿態控制系統之應用與研究“，中央大學機械工程學系碩士論文，民國 89 年 6 月。
- [3] Jer-Nan Juang, Jan 2001, “Space Power.”。
- [4] 葉嘉靖/吳志興，”YamSat Electrical Power System“，NSPO 太空計畫實驗室，民國 91 年 3 月。
- [5] Robert Twiggs, Oct 2000, “Emerald Electric Power Subsystem Design Document.”。
- [6] Peter Fortescue and John Stark, 1995, “Spacecraft System Engineering,” John Wiley & Sons Ltd.。
- [7] 許志岱，”TUU SAT-1 微衛星電源設計與分析“，中央大學機械工程學系碩士論文，民國 88 年 6 月。
- [8] 游仕名，”TUU SAT-1 微衛星結構設計與分析“，中央大學機械工程學系碩士論文，民國 89 年 6 月。
- [9] 楊騏祐，”低軌道為衛星電腦系統之設計“，中央大學電機工程學系碩士論文，民國 87 年 6 月。
- [10] 李世興，”電池活用手冊“，全華圖書，民國 85 年 3 月。
- [11] <http://www.sanyo.com/home.cfm>
- [12] 吳財福、張健軒、陳裕愷，”太陽能供電照明系統綜論“，全華圖書，民國 89 年 1 月。
- [13] 李政勳，”小型太陽光電能量轉換系統之研製“，中山大學電機工程學系碩士論文，民國 91 年 6 月。
- [14] Wiley J.Larson & James R.Wertz,1992, “ Space Mission Analysis And Design ”。
- [15] <http://www.spectrolab.com/>
- [16] 蔡朝洋，”電子學實驗“，修定版，全華圖書，民國 89 年 6 月。



- [17] 林文得, “穩壓電源電路集”, 全華圖書, 民國 84 年 8 月.
- [18] 孫宗瀛/黃金定, “常用線性 IC 手冊”, 全華圖書, 民國 81 年 4 月.
- [19] Lin, C. H., Hong, Z. C., “The Mission and Constellation Design for Low-Cost Weather Observation Satellites,” AIAA Journal of Spacecraft and Rocket, accepted for publication, read proof completed, to be appeared May-Jun, 2004.
- [20] 洪祖昌、林宗憲、謝清志、蘇建成 『氣象觀測之太空任務與星系設計』, 第十二屆國防科技學術研討會中正理工學院 92/10 pp393-400
- [21] 洪祖昌、張哲維、林廷駿、蕭秋德 『TUU-SAT-1 微衛星地面通訊接收站之設計與建立』, 第十二屆國防科技學術研討會中正理工學院 92/10 pp401-410
- [22] 洪祖昌、林宗憲、羅智豪、鄭詠正、林煥榮 『微衛星電腦系統與通訊子系統之整合研究』 2003 航空電子科技與應用研討會空軍軍官學校 92/10.B1-19
- [23] 洪祖昌、林宗憲、王宇輝、陳威智、林煥榮、陳裕愷、蕭秋德 『Nanosat 極微衛星電源系統設計製作與測試』 2003 航空電子科技與應用研討會空軍軍官學校 92/10 pp393-400

表 1 衛星的任務及規格

任務與酬載	CCD 雲圖照相、GPS 定位
軌道類型	太陽同步圓軌道
軌道高度	800 km
軌道傾角	98.6 度
軌道週期	101 分鐘
入軌速度	7.452 km/s
衛星每天繞行地球 14.28 圈	
外形	六角柱
重量	11 公斤
體積	0.2032 m×0.2032 m×0.3429 m

表 2 Power Budget(1)

元件名稱	電壓 (V)	電流 (mA)	操作 (W)	工作週期 (%)	
星上電腦	5	500	2.5	100	
姿態控	磁力計	5	5	0.025	100
	線圈	0	0	0	0
通訊	傳送機	12	1700	20.4	8.9
	接收機	12	45	0.54	100
GPS	5	130	0.65	100	
CCD	影像感測器	3.3	150	0.45	0.5
	週邊元件	5	50	約 0.25	0.5
熱控系統	0	0	0	0	
總計		2580	24.805		

表 3 Power Budget(2)

元件名稱	電壓 (V)	電流 (mA)	操作 (W)	背光工作週期(%) (背光工作時間 / 背光時間)	
星上電腦	5	500	2.5	100	
姿態控制	磁力計	5	5	0.025	100
	線圈	0	0	0	0
通訊	傳送機	12	1700	20.4	25.71
	接收機	12	45	0.54	100
GPS	5	130	0.65	100	
CCD	影像感測器	3.3	150	0.45	0
	週邊元件	5	50	約 0.25	0
熱控系統	0	0	0	0	
總計		2580	24.805		

表 4 不同受光面所產生的功率

Number of Exposed side	Diameter Of Hexagon (cm)	Height (cm)	Total Projected Surface Area (cm <sup>2</sup> )	Efficiency (%)	Each Solar Cell Area (cm <sup>2</sup> )	Number Of Panels Per side	Solar Cell Area Per Side (cm <sup>2</sup> )	Total Available Solar Cell Area (cm <sup>2</sup> )	Solar Irradiation (W/cm <sup>2</sup> )	Power Output (W)	20% loss through array Design (W)
1 side (Top)	40	40	1039.2305	0.24	21	48	1008	1008.0000	0.1358	32.8527	26.2822
2 side	40	40	1385.6406	0.24	21	30	630	1091.1920	0.1358	35.5641	28.4513
3 side	40	40	1600.0000	0.24	21	30	630	1260.0000	0.1358	41.0659	32.8527
4 side	40	40	1386.4458	0.24	21	30	630	1125.2397	0.1358	36.6738	29.3390
Average	40	40	1352.8292	0.24	21	33	693	1089.6079	0.1358	35.5125	28.41

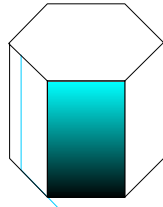


圖 1 Microsat 示意圖

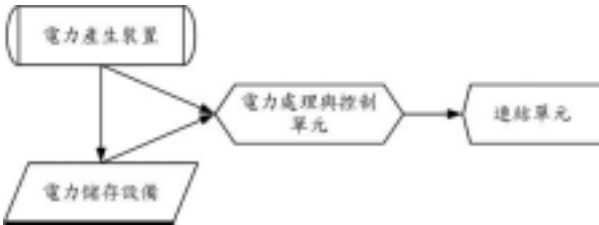


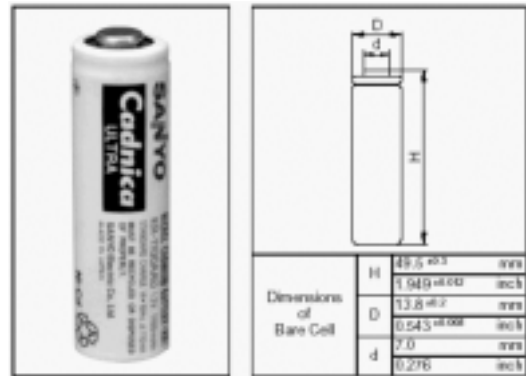
圖 2 衛星電源系統架構



圖 3 基本電路架構圖



圖 4 電源系統設計流程圖



Nominal Capacity	1100mAh		
Nominal Voltage	1.2V		
Charging Current	Standard	110mA	
	Quick	220mA	
	Fast	1600mA	
Charging Time	Standard	14 to 16Hrs.	
	Quick	7 to 8Hrs.	
	Fast	about 1Hr.	
Ambient Temperature	Charge	Standard	0°C to +45°C (+32°F to 113°F)
		Quick	0°C to +45°C (+32°F to 113°F)
		Fast	0°C to +45°C (+32°F to 113°F)
	Discharge	Standard	-20°C to +60°C (-4°F to 140°F)
		Storage	-30°C to +50°C (-22°F to 122°F)
Internal Impedance (Av.) (at 50% discharge)	19.0mΩ (at 1000Hz)		
Weight	24g/0.85oz		
Dimensions(D)×(H) (with tube)	14.3 <sup>+0.25</sup> × 50.3 <sup>+0.1</sup>	mm	
	0.56 <sup>+0.01</sup> × 1.98 <sup>+0.04</sup>	inch	

圖 5 電池規格

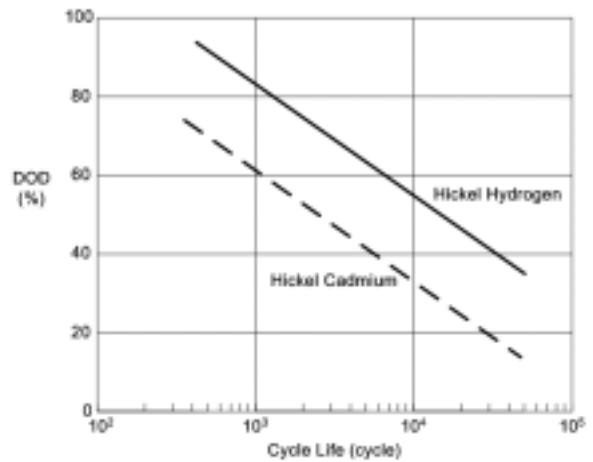


圖 6 電池的特性曲線

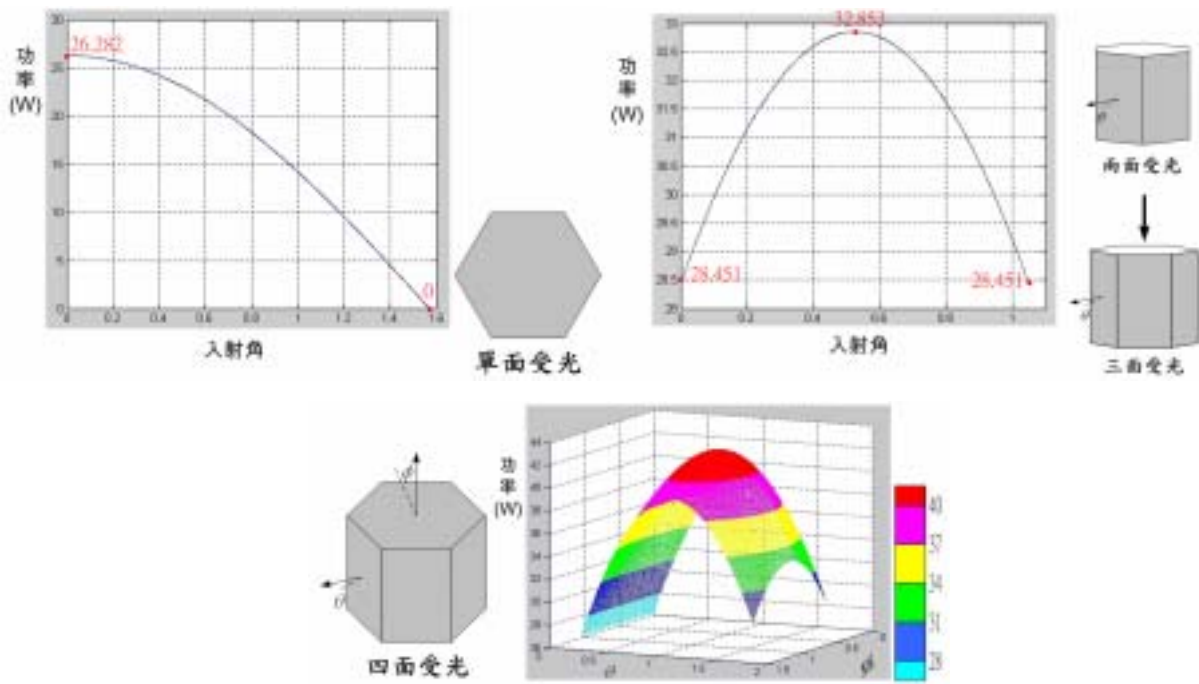


圖 7 衛星四種不同受光情形

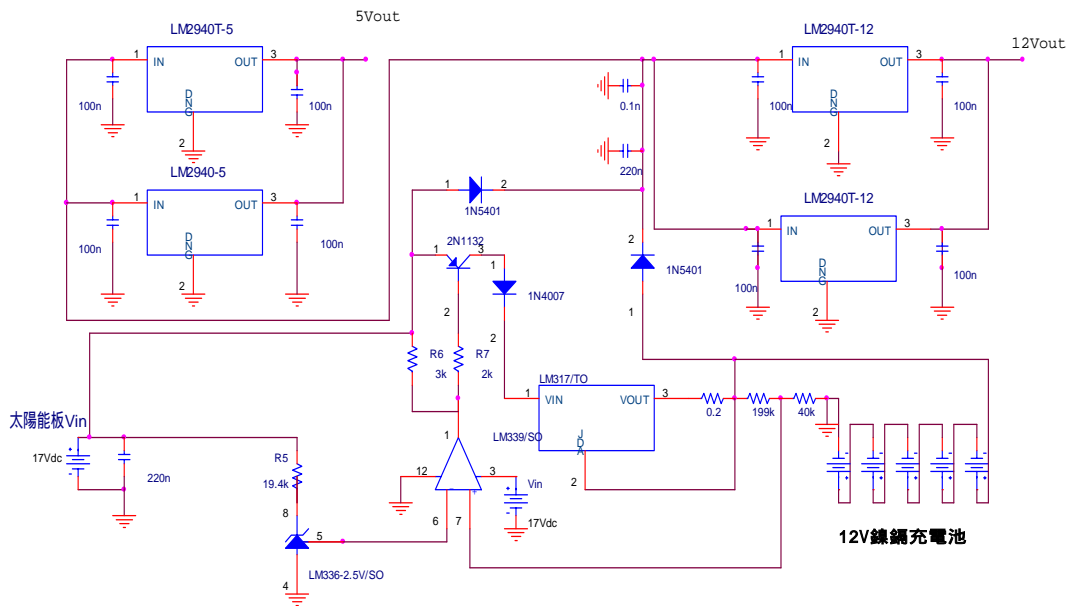


圖 8 衛星電源系統電源電路