

# 電力次系統

## Electrical Power Subsystem

葉嘉靖

Jia-Jing Yeh

福衛五號衛星為台灣首次由完全由國人自行設計、分析、組裝、驗證測試的衛星，其主要任務為 2 公尺全色光 (黑白) / 4 公尺多頻譜 (彩色) 光學遙測酬載，其次搭載先進電離層探測儀，並有多項自主發展關鍵元件，其中一項為電力次系統的電力控制與分配單元。衛星電力次系統供應衛星本體與酬載儀器任務操作所需電力，管理衛星電力安全性，並調節太陽電力與衛星電池電力，任務壽命五年，保持衛星可正常執行任務。本文由硬體元件開始介紹電力次系統，接著描述控制軟體演算法與電能平衡分析，說明福衛五號電力次系統設計符合衛星系統需求。

FORMOSAT-5 is the first self-developed spacecraft, including design, analysis, assembly, validation and test, by National Space Organization, Taiwan. The mission is (1) a 2-meter panchromatic / 4-meter multispectral Remote Sensing Instrument, (2) Advance Ionosphere Probe. In addition, there are 5 key spacecraft components developed by domestic agencies, one of them is Power Control and Distribution Unit. Electrical Power Subsystem provides electrical power to spacecraft bus and payload instruments with safety control as well as regulates solar array and battery power to ensure appropriate spacecraft operation in five-year mission life. This paper introduces hardware components, control algorithm, and energy balance analysis of the Electrical Power Subsystem on FORMOSAT-5 spacecraft to support its mission.

### 一、次系統概要

衛星為自我完備系統，於地球軌道上無中斷運作，其大部分時間無人操作監控，運作時衛星具有自我存活執行任務能力，因此，衛星不間斷的電力供應為衛星自我存活的先決條件。電力次系統在系統內提供衛星操作白晝與黑夜所需電力，它包含硬體架構與控制軟體，演算法軟體建立於指令與資料管理單元 (Command and Data Management Unit, CDMU) 中。硬體架構下有數項元件：(1) 太陽能板，(2) 電力控制與分配單元 (Power Control and Distribution Unit, PCDU)，(3) 衛星電池，(4)

衛星線束。電力次系統提供衛星系統本體平台各元件電力，亦提供光學遙測酬載 (Remote Sensing Instrument, RSI)、科學酬載於五年任務壽命期間正常使用所需電力，其軟體與硬體整合功用須確保自身功能在任務壽命期間電力運作不失效。由福衛五號任務需求，衛星於任務期間須保持每日至少 +3% 電力餘裕度以應付分析誤差與操作偏差。衛星系統亦要求衛星可在飛行軌道上至少有七天自動操作能力，對電力而言，此自動操作需求應該是無限期。電力次系統重要規格參數依據福衛五號任務系統規格設定如表 1。

福衛五號衛星電力次系統發展完全由太空中心

表 1. 電力次系統主要設計參數。

Key Parameter	Requirement
Power Margin	Nominal operation +3% per day @EOL
Primary power bus voltage	Unregulated power of 28V +5.6/-4.0V
Secondary power bus voltage	+4.8V ~ +5.6V +14.25V ~ +15.75V -15.75V ~ -14.25V
Battery low voltage protection	Bus under-voltage protection to prevent spacecraft from recovery @ 22V
Battery high voltage protection	Battery overvoltage > 34V shunt off all charge regulators
Autonomy	EPS system operates without requiring ground uplink command
Power distribution short circuit protection	Each equipment and payload instrument shall be over-current protected
Propulsion control	Provide control capability to Ball Latch Valve and Thruster Valve
Deployment control	Provide deployment device driver to NEA
Redundancy	PCDU shall be cold redundant except for power distribution and charge regulator

主導。電力控制與分配單元是中科院與太空中心設計、製作與驗證測試。衛星線束由太空中心設計，委託國外製作。演算法與控制軟體完全由太空中心設計、編碼與系統驗證。電力次系統最重要的電能平衡分析從計畫開始系統評估到衛星發射升空任務操作皆由太空中心掌握執行。

電力次系統運作模式大致如下，演算法軟體主要控制衛星電池充電調節，確保衛星電池電力處於最佳狀況與維持操作壽命，其次藉由各感測器所得之健康數據，做電力系統失效偵測、隔離與系統恢復。電力控制與分配單元接收演算所得指令執行充電調節，太陽能板藉由衛星姿態轉動盡量正對太陽，白日光照下轉換出最大電力，除提供衛星本體與酬載電力，多餘電力儲存於衛星電池內供衛星於夜晚陰影區操作電力。電力控制與分配單元內有各式開關，接收軟體指令對衛星各元件與酬載作供電控制，並有過電流開關保護，關鍵性元件毋須軟體，有自我管理功能，如指令與資料處理單元。衛星線束將衛星各單元連結，使指令、資料數據與電力傳遞至正確位置，線束上另設計有數個測試用連接器，連接電機測試設備與發射火箭，使福衛五號

地面測試與發射前準備工作得以執行。福衛五號電力次系統功能圖如圖 1。

另外，電力次系統僅執行有限度的硬體與軟體保護，重大的衛星失效問題，經軟硬體判斷健康數據，立即進入電力系統安全模式，軟體演算法控制參數是可調整的，設計者可依據任務壽期中電力系統行為表現隨時作適當的調整。

## 二、電力次系統硬體

### 1. 太陽能板

負責提供衛星電力的福衛五號太陽能板由兩片相同的太陽能板翼組成，每面上由太陽電池串併聯組成太陽能陣列 (solar array)，如圖 2，併聯數決定電力系統操作電壓，併聯數定義衛星可使用功率，按照衛星尺寸與用電需求取捨，其可安排的併聯數為 19，每串太陽電池有 20 顆三接面砷化鎵 (triple-junction GaAs) 太陽電池串接，所謂的「20 s × 19 p」組態，提供在軌最大約 630 瓦電力。太陽電池暴露在外，在軌道中隨時接受太空輻射照射，其性能會隨時間遞減，而地球於黃道面上公轉，與太陽

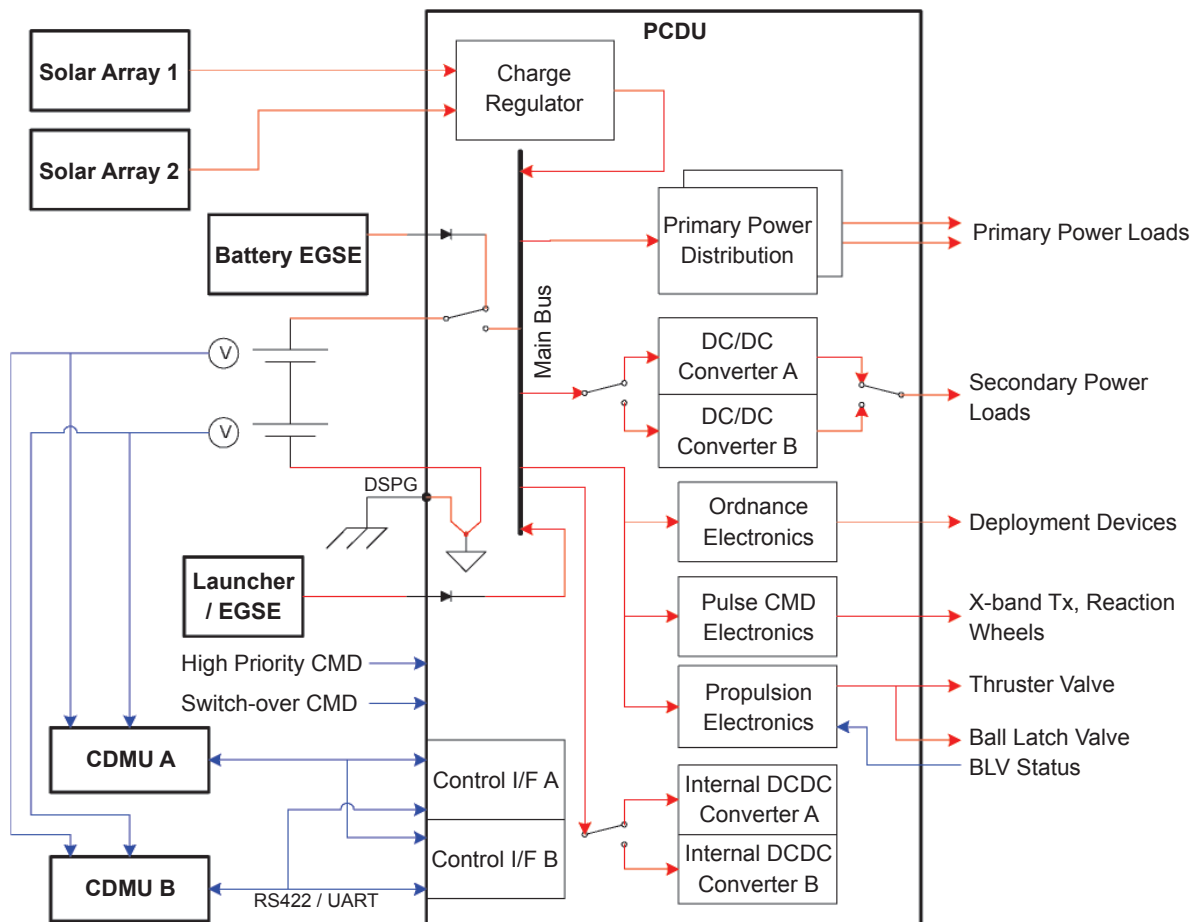


圖 1. 福衛五號電力次系統功能方塊圖。

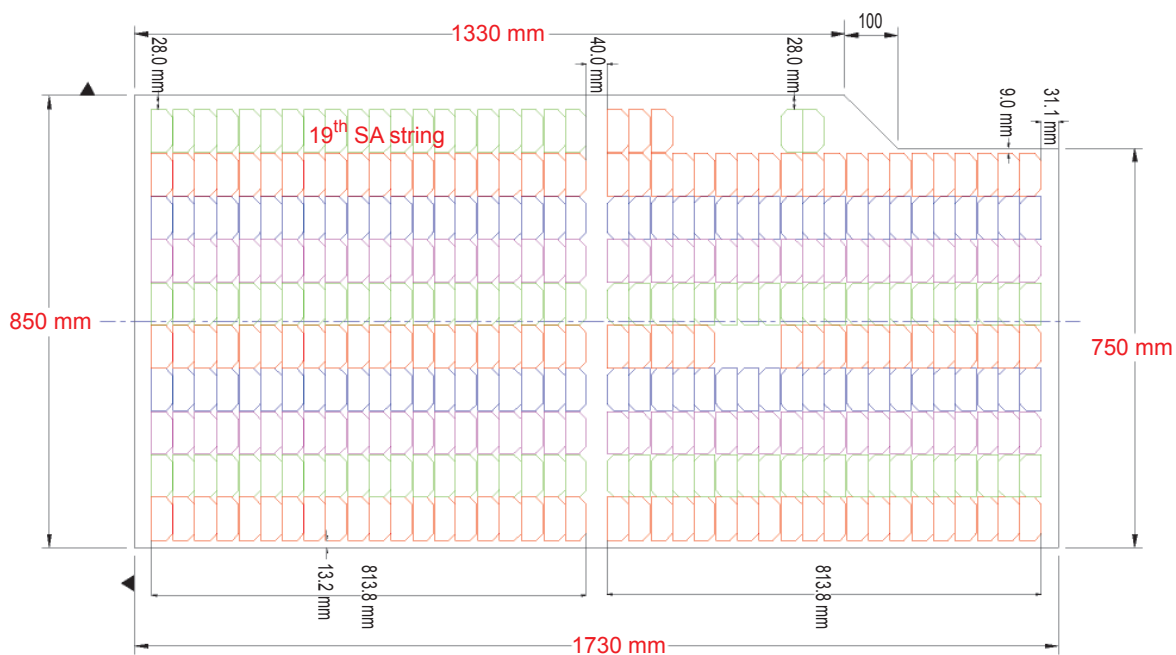


圖 2. 福衛五號太陽電池陣列 20s × 19p 排列圖。

表 2. 福衛五號每面太陽能板於 5 年壽命終期，夏至軌道的最大電力輸出。

One Solar Panel @ EOL	Voc (V)	Isc (A)	Vmp (V)	Imp (A)
	41.82	9.45	35.67	8.85

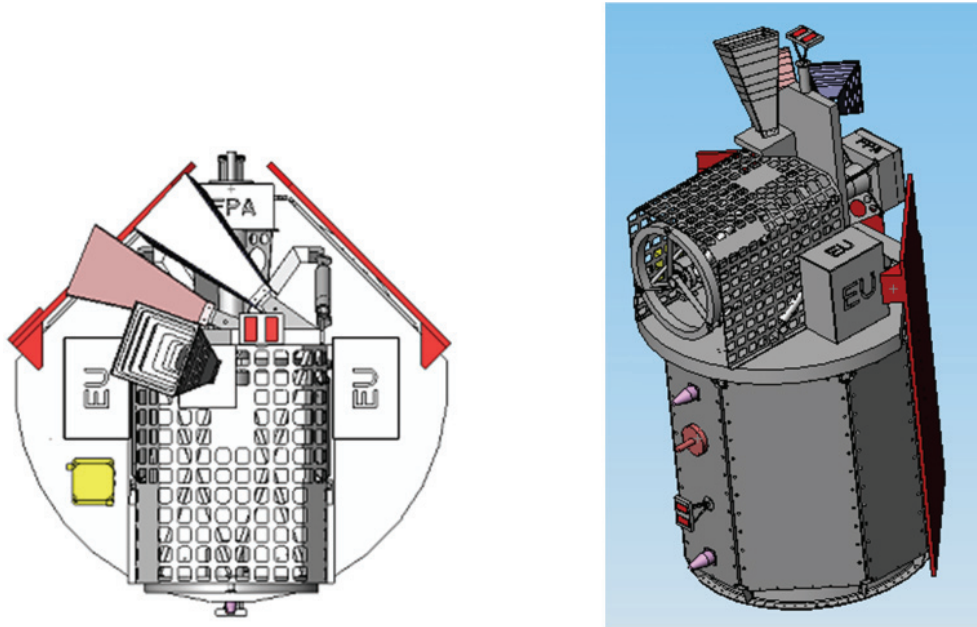


圖 3. 福衛五號太陽能板裝載發射火箭時的安裝位置。

距離隨季節改變，每年約夏季距離最遠，冬季距離最近，與平均距離約差 2%。以 5 年壽命、夏季而言，每面太陽能板最大輸出電力的參數如表 2。

為節省火箭裝載體積，福衛五號兩片太陽能板翼安裝於靠近天頂 (-Z) 方位、相對 90° 角的兩片衛星側板上，如圖 3，飛行時有較佳的太陽指向方位。為增加飛行時太陽電力，當衛星升空與火箭分離後，兩片太陽能板翼會對天頂方向展開，但因應太陽同步軌道太陽  $\beta$  角，展開的角度朝 -Y 方位傾斜 10°，如圖 4。

## 2. 衛星電池組

福衛五號衛星電組池採用鋰離子電芯組合而成，總容量為 24 安培-小時 (24 Ah)，每顆電芯額定容量 1.5 Ah，配合衛星主電源 28 伏特系統，其組合方式為 8 顆電芯串聯組成主電源電壓，16 串電芯形成總容量 24 Ah，又稱「8s16p」組態，其電氣組合概念如圖 5。衛星電池組充電與放電管理統一由指令與資料處理單元內的電力系統演算法軟

體計算，透過電力控制與分配單元執行，毋須對個別電芯作充放電管理，大大簡化系統設計複雜度。

電芯使用 Sony 公司 18650HC 型號，其小體積、大量生產的電芯概念，使衛星電池的容量可以小幅度等量調整，對特定任務應用作相對最佳化顯有助益。電芯的特性如下：

- 直徑 18mm，長度 65 mm
- 至少 1.5 Ah，額定容量 5.4 Wh
- 能量密度 129 Wh/kg
- 最大充電電壓 4.2V
- 最低放電電壓 2.5V

衛星電池組除供應電源的線路外，另裝設有電壓監測線路，此線路為避免操作上錯誤短路造成電池損傷，在正極上裝有 10 kOhm 保護電阻，因此當使用電壓監測讀值時，必須注意是否有分壓現象，量測公式如下<sup>(1)</sup>：

$$V_{\text{measured}} = V_{\text{battery}} \times R_{\text{monitoring}} / (10 \text{ kOhm} + R_{\text{monitoring}})$$

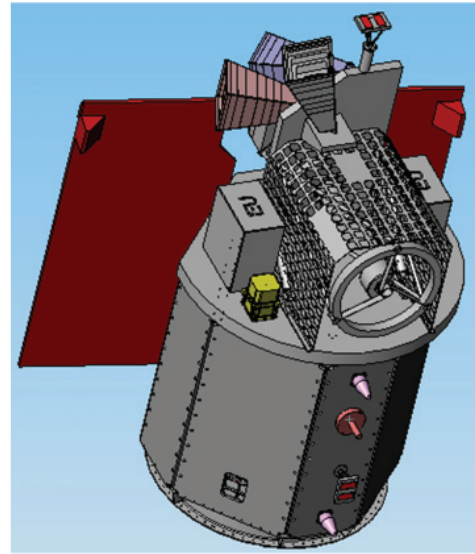
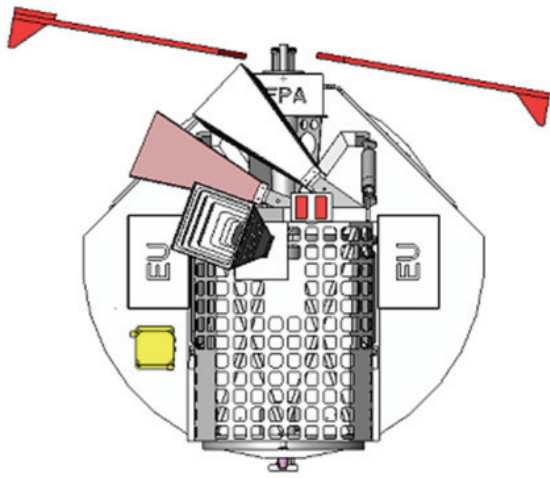


圖 4. 福衛五號太陽能板展開位置。

其中  $V_{\text{measured}}$  為電池量測電壓， $V_{\text{battery}}$  為電池實際電壓， $R_{\text{monitoring}}$  為量測儀器的等效阻抗。其等效阻抗值越大，電池電壓監視讀值越準確，譬如  $R_{\text{monitoring}}$  大於 10 MOhm 可有效消除 10 kOhm 保護電阻的影響。衛星電池組在操作上需維持低於最大充電電壓限制，此量測值的精準攸關電池壽命。

為維持壽命，衛星電池組使用前一般處於儲存狀態，廠商訂有標準儲存操作程序，其原則是將電池放電、置於低溫環境中。福衛五號衛星電池出廠或長期不使用以速率 C/10 將電池放電至 20.0V，此時電池內殘餘電量低於5%，乾燥保存於  $-10^{\circ}\text{C}$

至  $20^{\circ}\text{C}$  環境中 ( $+4^{\circ}\text{C}$  最佳)，可有近乎零的壽命衰減。衛星電池出廠時照片如圖 6，尺寸約  $345\text{ mm} \times 192\text{ mm} \times 95\text{ mm}$ ，質量約 6.6 公斤。

電池若有高速放電現象，會產生高熱損壞現象，福衛五號衛星電池組裝置一種安全保護機制，稱為正溫度係數 (Positive Temperature Coefficient, PTC) 多重開關。當衛星短路意外發生電池過度放電，會在 PTC 開關上產生熱量，使它的電阻快速增加，限制放電電流在 1C 的穩定狀態。此 PTC 開關保護作用是安全可恢復的，若短路現象解除，電流回復至正常值，在 PTC 開關上的熱量便消散使

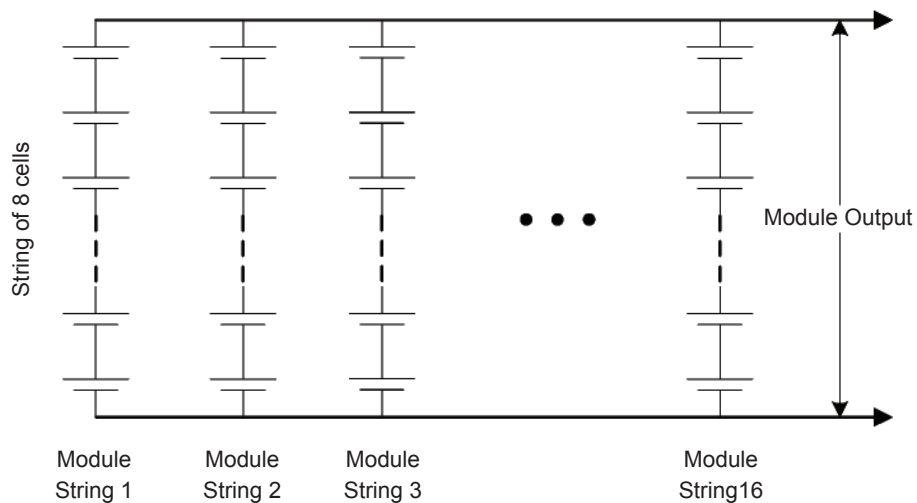


圖 5. 福衛五號衛星電池模組電氣組合概念。



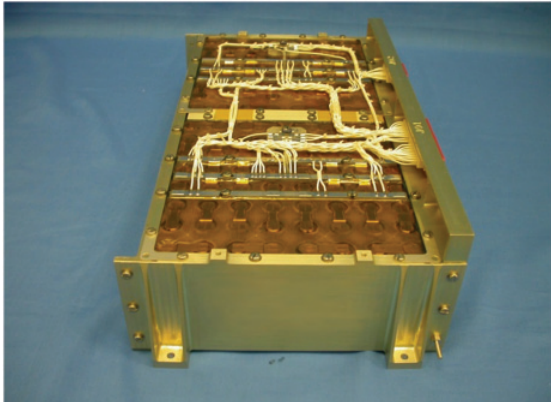
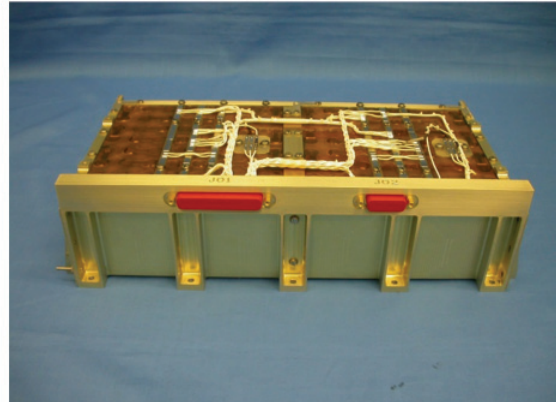


圖 6. 福衛五號衛星電池外觀。



得開關電阻也回復至正常的低點。PTC 開關的作用設定在 1 至 2 秒間反應，若衛星系統需要電池在小於 1 秒內遞送高電流，不會造成 PTC 開關的衝擊。

福衛五號衛星飛行操作以電力控制與分配單元對電池組執行充電調節，因每軌道充電時間限制，充電原則是定電壓 33.6V 控制，額定電流不超過 C/2，搭配漸次減少的充電電流 (taper charge) 繼續充電至不超過 33.6V，電壓偵測採用非保護電路連接至 CDMU 以增加準確度，有飛行軟體演算法針對電壓感測器讀值做適當的充電調節計算。

福衛五號衛星對電池組沒有執行放電調節，但電力控制單元針對衛星電池組設計有一項額外保護，稱為低電壓停工 (Under-voltage Lockout, UVLO)，當電池因任何原因超額放電降至 22V 時，電力控制單元把電源關閉，將整個衛星置於休眠狀態，其後，當電池有機會再充電，等電壓回升至某一高度，電力控制單元再將 CDMU 開啟，啟動飛行軟體恢復衛星應有狀態，此機制是保護衛星電池不至於因某項不可預期的意外造成無止境放電，導致衛星無法有恢復機會。事實上，此項 UVLO 保護機制已發揮效用，福衛五號衛星升空初期操作調整時不穩定，太陽能板無法準確對正太陽產生電力，導致衛星電池長時間放電至低點，UVLO 適時啟動保護衛星電池，使衛星工程師有時間找出問題並加以解決。

### 3. 電力控制與分配單元

電力控制與分配單元又簡稱為電力控制單元，

可視為福衛五號衛星的心臟，負責提供衛星內各元件操作所需電力。它接收由太陽能板轉換的太陽電力為源頭，並由 CDMU 指令控制分配給各須要電力的元件，多餘的電力經調節後轉存至衛星電池上，當太陽電力消失或不足時，將星電池電力取出給各元件使用。電力控制單元為太空中心第一個全由國內自行設計製作的元件，採用模組化概念設計，日後方便依任務不同調整改良，它包含以下主要模組：(1) 太陽電力調節、(2) 電力分配控制、(3) 直流電壓轉換、(4) 資料與介面、(5) 備援控制。此外，電力控制單元也將可獨立功能模組整合一處，如熱控控制器、推進控制器、太陽能板展開控制器，減少衛星線束數量，統一電力分配控制功能。

太陽電力調節模組內含 36 組分流器 (shunt stage)，控制共 38 串太陽電池串電流進入電力控制單元，每一組分流器由一個 MOSFET 開關與一個隔離繼電器組成，連接一個太陽電池串至接地 (grounding) 分流，隔離繼電器正常狀態為關閉，每組 MOSFET 開關由飛行軟體依據演算法則開啟或關閉來指揮調節分流電流，繼電器若開啟則為 MOSFET 開關處於失效關閉時繼續使太陽電池串可對衛星供電，而任一 MOSFET 的失效可由下一組 MOSFET 繼續調節，不影響任務，每一 MOSFET 調節組電路串聯 2 個保護二極體隔離主電源與接地點，電路概念如圖 7。所有太陽電力調節模組的原始狀態是「open」，亦即當衛星初開啟時可將全部太陽電力送進電力控制單元主電源，使衛星電池得到最大充電效果，若衛星遭遇任何電力失效狀態，可以最快速度恢復。但當電力調節失效

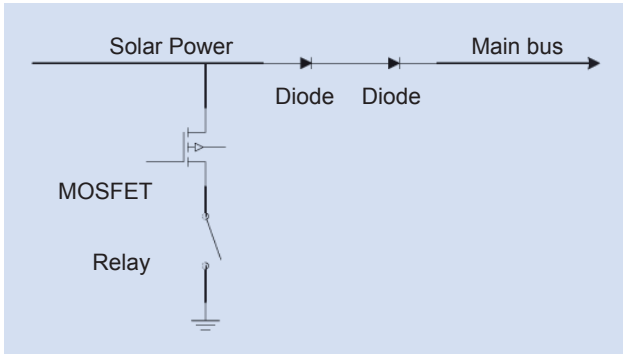


圖 7. 太陽電力調節模組電路概念。

使衛星電池有過度充電之虞，此模組另有過電壓保護機制，電壓保護階段設定如表 3，超過 34.0 V 時所有調節模組皆「close」，直到電壓降至 33.3 V 時才解除保護。

電力分配控制由 MOSFET 開關組成，有開啟／關閉、過電流保護與限電流保護等功能，開啟與關閉 MOSFET 功能由 CDMU 透過 RS422/RATT 指令依須求指揮操作衛星各元件，若有電流異常超高，限電流保護先啟動限制電流高度，若持續超過 10ms，視為電路短路，啟動過電流保護關閉 MOSFET，保護福衛五號免受進一步損壞，分類設定值如表 4。部分開關有群組保護設計，如熱控控制器、推進控制器、太陽能板展開控制器，經由直

流電壓轉換的低電壓 MOSFET 開關，其限電流與過電流保護為群組性動作。所有過電流保護機制並非保險絲形態一次性動作，可由地面操作下達指令予以解除並恢復正常開關功能。福衛五號主電壓開關包含保護群組共有 138 組開關，低電壓開關共有 19 組，部分開關設定有時脈，為自動關閉脈波型供電。

直流電壓轉換器在福衛五號中分為 PCDU 內部使用與外部使用，避免外部使用的電力失效影響電力控制單元功能，進而危害福衛五號衛星整體功用。PCDU 內部使用的直流電元轉換有三種規格，如表 5，外部使用的直流電元轉換有兩種規格，如表 6，供應外部二次電源使用的架構如圖 8，無論內部外部使用的直流電源轉換均有備援設計，由繼電器透過失效保護選擇模組。

資料與介面模組統一負責電力控制單元與外界的通訊聯繫，使用有備援的 RS-422/UART 介面，CDMU 送出飛行軟體指令或轉發地面控制指令給電力控制單元，並要求電力控制單元送出健康數據。本模組內部執行全電力控制單元健康數據收集與轉換，分門別類打包格式化，依飛行軟體要求依序送出資料。另有兩個 RS-422 指令與 5 個 RS-422 高階指令 (HPC) 獨立介面可以控制電力控制單元如下：

表 3. 電力控制單元對電池充電調節的過電壓保護。

Level	Shunt On		Protection Disable		Panel 1	Panel 2
	Level	Latency	Level	Latency		
1	33.8 V	2 sec.	33.3 V	0 sec.	1/2 Strings	1/2 Strings
2	34.0 V	0 sec.	33.3 V	0 sec.	All Strings	All Strings

表 4. MOSFET 開關額定電流、限電流與過電流保護值。

LCL Type	Max Load (A)	Trip-off Load (A)	Latching Current Limit (A)
A	0.16	0.24 ± 5%	0.80 ± 20%
B	0.36	0.55 ± 5%	1.80 ± 20%
C	0.91	1.36 ± 5%	4.50 ± 20%
D-1	1.36	2.05 ± 5%	8.0 ± 20%
D-2	2.94	4.41 ± 5%	8.0 ± 20%
E-1	4.55	6.82 ± 5%	12.0 ± 20%
E-2	7.27	10.91 ± 5%	12.0 ± 20%

表 5. PCDC 內部使用之直流電元轉換規格。

DCDC Converter	Output Voltage	Max. Output Current Capability	Output Ripple	Efficiency (@ nominal operation power)
INT +5V	+5V ± 0.25V	2A	± 50 mVpp	75%
INT +/-15V	± 15V ± 0.75V	1A	± 80 mVpp	83%
INT +12V	+12V ± 0.6V	0.417A	± 50 mVpp	76%

表 6. PCDC 外部使用之直流電元轉換規格。

DCDC Converter	Output Voltage	Max. Output Current Capability	Output Ripple	Efficiency (@ nominal operation power)
EXT +5.2V	+5.2V ± 0.26V	10A	± 50 mVpp	80%
EXT +/- 15V	± 15V ± 0.75V	2A	± 50 mVpp	83%

- (1) PCDC B On, A Off
- (2) PCDC A On, B Off
- (3) HPC 1: S-TX A On, S-TX B Off, Disable S-TX serial control
- (4) HPC 2: S-TX B On, S-TX A Off, Disable S-TX serial control
- (5) HPC 3: Enable S-TX control via serial commands
- (6) HPC 4: CDMU A power cycle
- (7) HPC 5: CDMU B power cycle

這些獨立的指令介面是為了在失去衛星通聯繫急狀況下可以繞過 CDMU 飛行軟體控制福衛五號關鍵元件，嘗試恢復衛星與地面通聯。

備援控制主要由繼電器與保護電路組成，繼電器將主電源連接至兩組直流電源轉換器其中一組，

若直流電源電壓輸出過低，保護電路偵測視之為失效，會自動將直流電源轉換器跳接至另一組，維持電力控制單元操作。若主電源電壓持續降低，系統低電壓保護有三處偵測點，避免判斷錯誤，當多數認定系統低電壓 (小於 22 V) 有效，低電壓保護 (UVLO) 啟動，關閉電力控制單元，亦即關閉福衛五號衛星，待衛星主電源恢復至 26V 以上時，電力控制單元自動開啟，CDMU 與飛行軟體隨之自動開啟使衛星恢復正常操作。備援控制全由電力控制單元硬體達成，免除飛行軟體失效的危險。

UVLO signal	UVLO1 / UVLO2 / UVLO3	
	ON	OFF
UV Specification	22V	26V

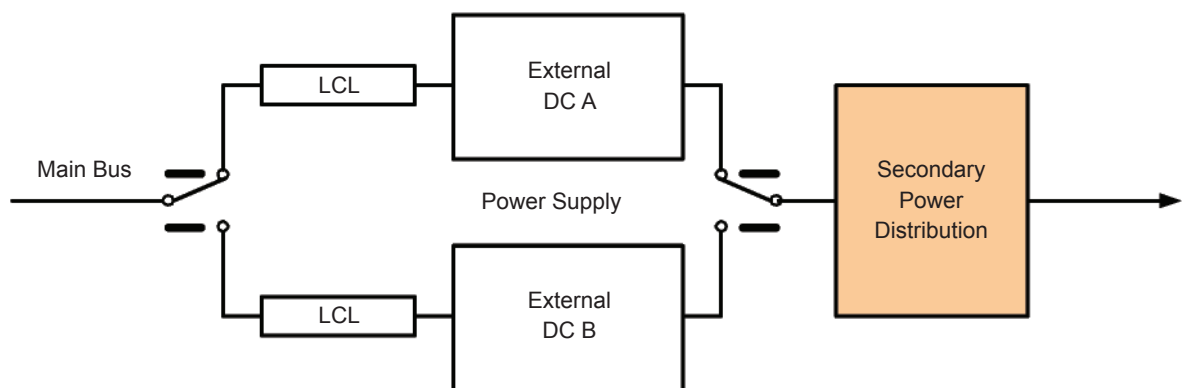


圖 8. PCDC 外部使用之直流電源轉換架構。



### 三、電力次系統控制軟體演算法

福衛五號電力控制單元控制軟體寫在 CDMU 中，衛星電池、太陽能板與電力控制單元提供偵測數據給 CDMU 的飛行軟體計算，飛行軟體再透過 CDMU 傳送控制指令給電力控制單元執行，主要是控制在電力控制單元當中的 36 組分流器，對衛星主電源使用與電池充電電流作調節控制。控制法則區分為兩階段，第一階段稱為高電流充電，分流器將太陽電力於日照下所有剩餘可用的電流導向衛星電池，此時充電電流較高，同時衛星電池電壓低於最大限制值。第二階段為限制電流充電，分流器控制充電電流逐漸減少 (taper)，維持衛星電池充電電流不超過最大限制值。

電力次系統控制軟體演算法可分為六階段模組，如圖 9。第一階段先處理所有電力次系統量測數據，確保後續所有演算有正確的數值，包含演算法所必須和參考用的數值，衛星電池電壓是演算法所必需的，衛星電池電流為演算法輔助參數，衛星電池溫度幫助判斷電池是否有異常現象，太陽能電流作為事後地面電力分析參數。這些參數都有不只一個獨立量測值可做自身有效性檢驗，譬如，CDMU 量測兩組衛星電池電壓，若彼此相差過大，視為異常，由電力控制單元量測的主電源電壓判斷何者正常，異常的感測器讀值會被關閉。因福衛五號衛星採取容錯一次的設計，衛星不會立即進入安全模式，有效性檢驗持續進行，演算法必須之參數若發生連續兩次異常，衛星即進入安全模式重新啟動全衛星。被關閉的感測器可以經由地面判斷後重新透過指令開啟，增加系統備援性。

第二階段計算衛星電池充電指示，福衛五號採用鋰離子電池，充電限制相對簡單，應用前述之兩階段控制法則，採用單一衛星電池電壓為標準，由演算法決定電力控制單元調節方式，調節頻率為 4 Hz。為保護衛星電池，充電電壓設定為 33.3 V，第一階段高電流充電又可稱為直接電能轉換 (Direct Energy Transfer, DET)，只要電池電流不高於 12 A，將太陽電力無轉換直接對電池充電，當電池電壓達到設定電壓時，第一階段結束。進入第二階段充電後，電力控制單元分流器依照衛星電池電壓讀值升高或降低組數 (最多 36 組)，維持電池

電壓於 33.3 V 附近，此時電池電流不再參考。當衛星進入陰影區，充電控制參數恢復初始值，等待下一個循環的衛星電池充電控制。

第三階段計算衛星在軌電池剩餘容量，此計算結果不做控制參數，僅做為演算法參考。計算方式利用梯形法則對電池作充電與放電容量積分累計，再加總至電池原有容量。充電與放電為各自獨立累計，循環週期性的計算中，當電池被視為充電滿足時，兩組累積值會歸零，繼續下一個循環的計算。所累積的電池容量值因此是純數學型式、相對性的，並非真實的電池容量，故此也不作為充電演算

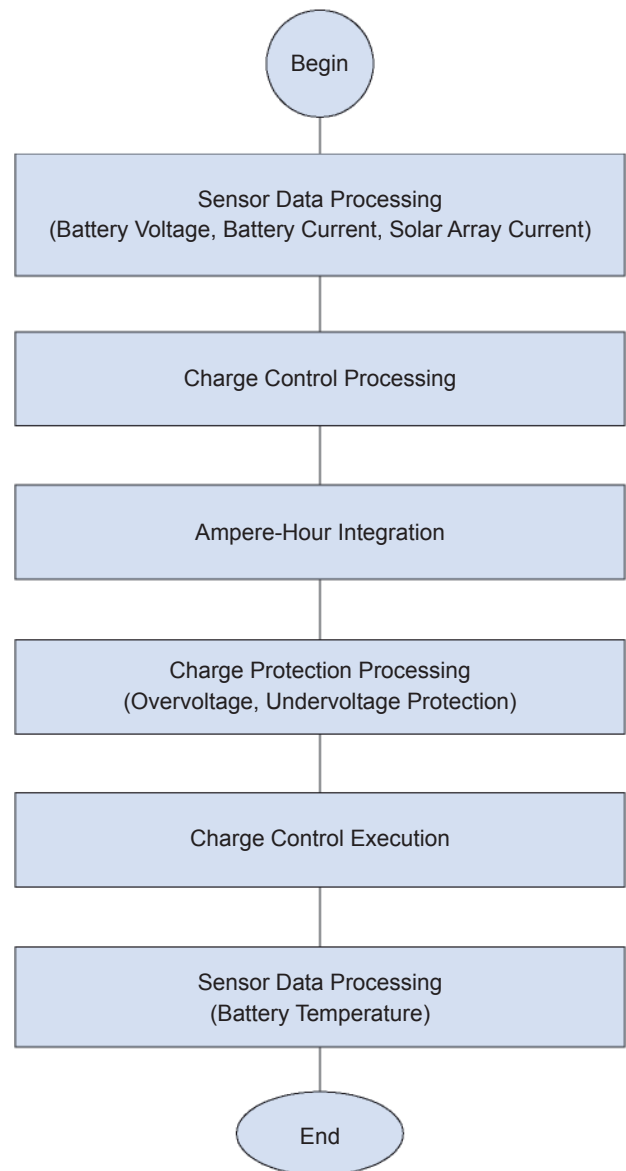


圖 9. 電力次系統控制軟體演算法流程。

控制參數，類似一項在電力次系統控制軟體內的背景程式。

第四階段分析衛星電池充電與放電安全保護狀態，為維護電池操作壽命與衛星壽命，衛星電池必須在安全範圍內操作以確保設定壽命，在電力控制單元硬體中已設有過度充電與過度放電保護，但在此終極保護啟動前，演算法軟體可針對潛在風險作提前反應。衛星操作大多數時間無人照管，除卻飛行軟體失效外，電池充電是重要造成啟動高電壓保護原因，在電池接近充電滿足時風險即增加，此時衛星操作電流異常變化有可能引發保護動作。採取的措施便是利用 36 組分流器加速降低進入衛星的太陽能電流，讓衛星電池看見的異常變化電流遠離高電壓區。另一方面，過低電壓表示衛星電池經歷長時間充電不足或過大電流的放電，電力控制單元硬體已設計有過電流保護關閉功能，異常大電流理論上不會發生，較有可能發生於衛星姿態不穩引發太陽能板指向不正確，當初階低電壓保護啟動，高耗電元件首先被關閉以保存電池充電機會。若進一步電壓降低，表示衛星系統不正常，為確保衛星安全恢復，避免進入終極低電壓保護 (UVLO)，演算法先啟動福衛五號衛星安全模式重新啟動全衛星，此為高優先行動，直接執行不待演算法結束。

第五階段承接上述所有演算法指示結論，依照目前分流器計算下一個控制循環的分流器數目，將指令送至電力控制單元執行，每個循環間隔 0.25 秒，反覆執行。

## 四、電能平衡分析

福衛五號電能平衡分析是電力次系統驗證設計是否達到需求最主要的分析，它結合電力預算、軌道特性、衛星飛行姿態、衛星操作模式等系統參數，結合電力次系統元件太陽能板與衛星電池性能做一綜合分析，評估衛星於壽命期限內可否正常執行任務。

電力預算根據衛星各元件正常操作電力，加上其工作週期，由於發展或採購成品的成熟度不一，福衛五號衛星設計審查階段各元件用電量可以估計值或設計值來代替，譬如遙測酬載 (RSI) 的用電量直到衛星細部設計審查後才告確定，因此電能平衡分析要留有餘裕度因應。電力預算表可運用分析再產生衛星元件散熱表，由熱控分析使用作加熱器功率和散熱片尺寸分析，電力預算加總平均可評估衛星總消耗電量，此為衛星性能指標之一。

電力預算加總平均值可以看出一顆衛星於設計階段的演進，除非有重大設計變更，如硬體改變、操作模式改變等，通常設計階段越後期，電力預算越準確，會將各自餘裕度釋放出，福衛五號在細部設計審查時電力攀升是由於遙測酬載設計變更與熱控分析加熱器電力需求增加所致。

福衛五號衛星為太陽同步軌道，軌道太陽  $\beta$  角變化相對穩定，以 720 公里高度圓形軌道而言，降交點赤經時間 (Local Time Descending Node, LTDN) 09:45 至 10:15，可得出軌道參數如下：

表 7. 福衛五號衛星於任務壽命終期 (第五年) 電力預算表。

Subsystem	Power Normal (Watts)	Power Rest (Watts)	Power ASH (Watts)
ACS	66.42	66.42	60.17
TCS	13.1	13.7	14.5
RCS	1	1	1
TT&C	7.65	7.65	16.20
C&DH	50	50	50
EPS	25.86	25.78	24.94
XDS	8.28	8.28	0.00
Payload	96.32	91.77	55
Total	268.61	264.59	221.81

表 8. 電力預算平均值加總隨福衛五號發展階段的變化。

	Normal Image (W)	Normal Rest (W)	ASH (W)
計畫開始	258.8	N/A	N/A
系統設計審查	255.4	235.5	159.7
初步設計審查	251.0	242.3	188.9
細部設計審查	268.6	264.6	221.8

- 軌道高度 / 傾角：720 公里 / 98.27°
- 最差降交點赤經時間：09:45 o'clock
- 季節 / 軌道太陽  $\beta$  角：夏季 / 26.5°
- 軌道周期 / 太陽夜間時間：99.19 分鐘 / 33.41 分鐘

每一軌飛行方式夜間維持衛星對地指向，衛星出陰影區轉向太陽能板正對太陽，再轉向對地指向供影像資料下傳、避開星象儀日照盲區與遙測酬載拍照，由北向南飛通過拍照區後（約位於赤道上空），將衛星轉向太陽能板正對太陽讓衛星電池有最大機會充電，遙測酬載拍照工作週期限定小於軌道周期 8%。典型福衛五號衛星飛行姿態結合操作事件時序圖如圖 10。配合電力預算表，每軌道電力使用分布圖如圖 11。

福衛五號衛星為八邊形，為增加接收太陽電力，兩片太陽能板翼當衛星升空與火箭分離後會對

天頂方向展開如圖 4，但因應太陽同步軌道太陽  $\beta$  角，展開的角度朝  $-Y$  方位傾斜 10°，兼顧避免太陽能板溫度過高降低輸出功率。當衛星執行任務對地指向時，如此設計使太陽能板較對準太陽方位，在軌道時間正午 12:00 時，太陽入射角與太陽能板法向量最小夾角約 16.5°，如圖 12。太陽能板對正太陽最大電力輸出約 630 瓦，配合任務飛行姿態與日照/陰影時間比，扣除電力控制單元調節耗損後約每軌道輸出平均功率 348.73 瓦，日照平均功率 529 瓦。

衛星電池放電深度 (Depth-of-Discharge, DOD) 可由衛星放電時間與衛星電力消耗分布來推估，評估放電深度可推測衛星電池操作壽命，推估時除飛行操作外，亦考量地面操作衰減，電池使用模式如表 9。最重點的在軌操作電池電力估計值如圖 13，

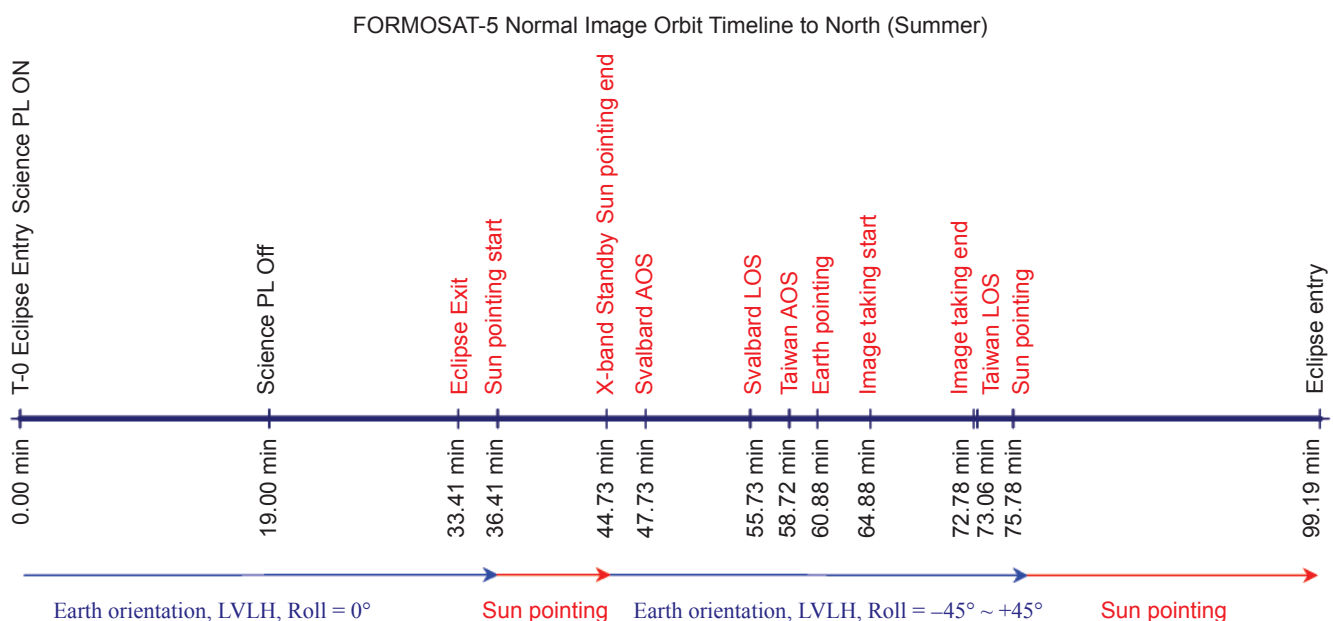


圖 10. 典型福衛五號每軌道飛行姿態與操作模式，包含遙測酬載拍照與科學酬載操作。

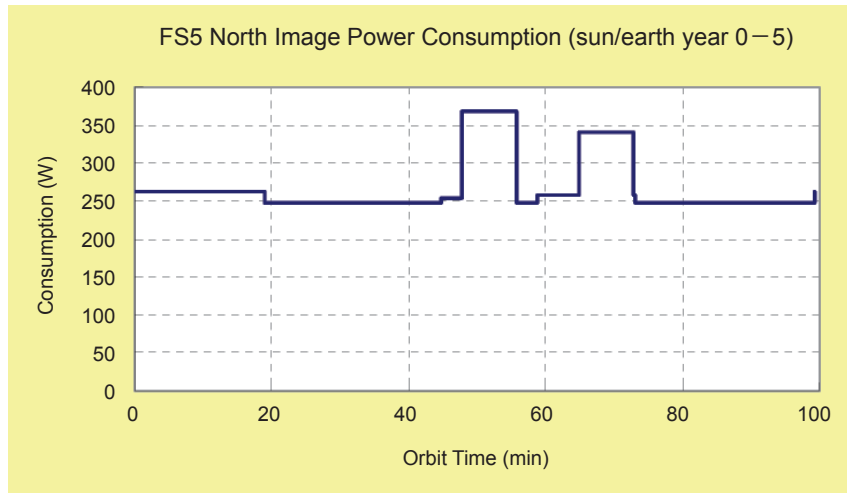


圖11.福衛五號衛星電力消耗分布圖，時間起始於衛星進入太陽夜間陰影區。

表 9. 衛星電池容量使用模式參數，評估容量衰減。

運送	1-month	@10% 容量，30 °C
儲存	4-year	@10% 容量，10 °C
地面測試	6-month	測試 @100% 容量，22 °C，200 循環，25% 放電深度
地面閒置	12-month	@10% 容量，22 °C
在軌循環	5-year	@ 15 °C, 27000 循環，放電 197W，55 分鐘

電池放電深度概念公式如下<sup>(2)</sup>：

$$DOD = \frac{P_e \times T_e}{C_r \times N \times n} W - Hr$$

其中  $P_e$  為衛星日照陰影區放電功率， $T_e$  為日照陰影區時間， $C_r$  為電池容量， $N$  為電池使用數量， $n$  為電池工作效率。

福衛五號衛星電池放電深度約 21% 至 24%。由供應商以此來評估的衛星電池容量隨時衰減量如圖 14，若以壽命五年來推算，正常使用下電池容量僅減少 16%。

總和以上數據，電力餘裕度可以下列概念公式分析，

$$\text{Margin} = \frac{P_{sa}}{[P_{sc} \times (1 + \text{EFF})]} - 1$$

其中 Margin 為包含電池充電效率的電力餘裕度， $P_{sa}$  為每軌道太陽平均輸出功率， $P_{sc}$  為每軌道衛

星電力預算加總平均，Eff 為衛星電池充放電耗損率。以福衛五號細部設計審查階段為例，可得到約 25% 電力餘裕度，對比表 1 的電力次系統主要需求參數 3% 壽命終期電力餘裕度，可證明電力次系統設計 (太陽能板、電力控制單元、衛星電池) 可符合福衛五號衛星系統設計 (衛星電力預算、任務軌道、衛星飛行姿態、衛星操作模式)。

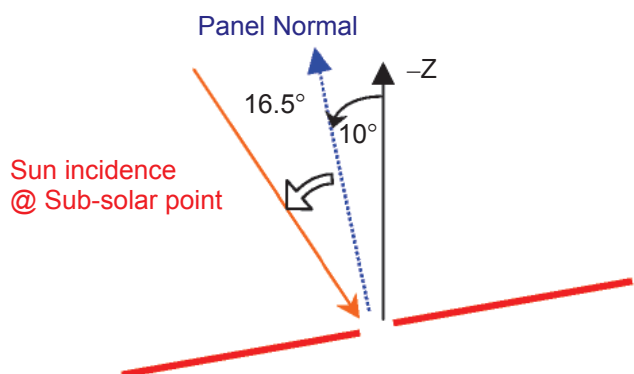


圖 12. 軌道時間正午 12:00 時，太陽入射角與太陽能板法向量夾角約 16.5°。



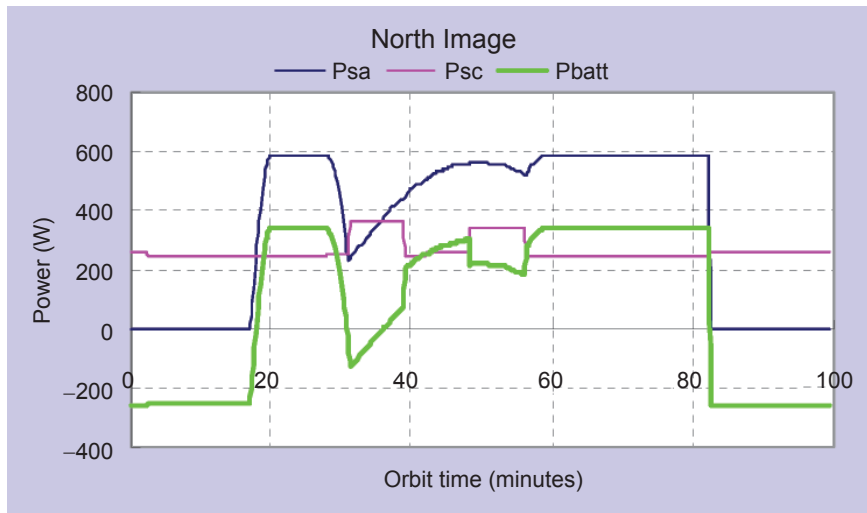


圖 13. 福衛五號衛星電池預估充電放電圖，由軌道時間 24:00 起算，綠色為電池電力，正數為充電，負數為放電。

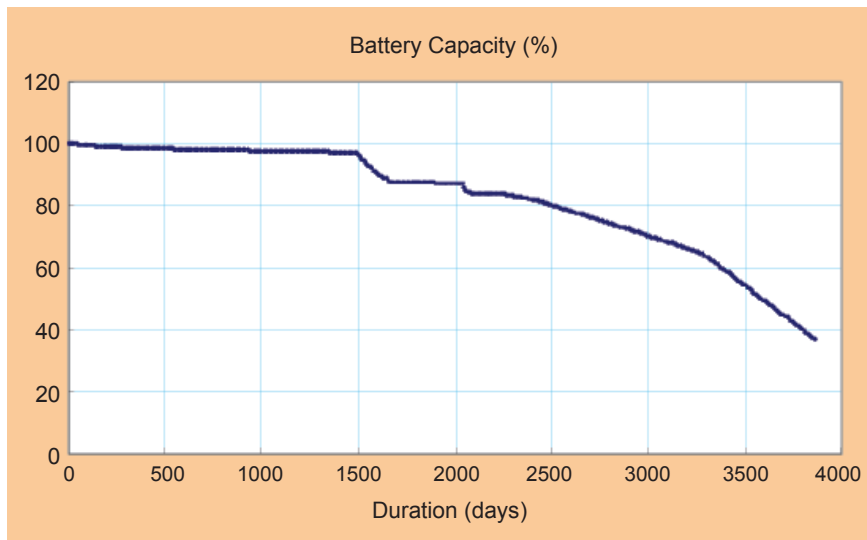


圖 14. 福衛五號衛星電池容量隨操作時間衰減量，福衛五號壽命為 1825 日。

## 五、結論

福衛五號衛星電力次系統包含硬體元件太陽能板、衛星電池、電力控制單元與操控軟體。硬體的設計主要滿足衛星系統需求，軟體演算法旨在正確執行太陽電力與衛星電池電力調節，這些硬體與軟體的設計分析已顯示符合需求，在衛星測試平台與衛星整合測試也逐項驗證其功能與性能，福衛五號衛星於 2017 年 8 月 25 日升空後已超過六個月飛行任務，電力次系統行為表現與預期相同，沒有出現異常，顯示本次系統是一個成熟、可作為太空中心標準的平台。

## 參考文獻

1. ABSL電池使用手冊, *ARGO-ABS-MA-0006*, 5<sup>th</sup> ed., 10 (2007).
2. Wiley J. Larson and James R. Wertz, *Space Mission Analysis and Design*, 2<sup>nd</sup> ed., Microcosm, 405 (1992).



葉嘉靖先生為國立成功大學物理研究所碩士，現為國研院國家太空中心電機組正工程師。

Jia-Jing Yeh received his M.S. in physics from National Cheng Kung University. He is currently a principal engineer in Electrical Engineering Division at National Space Organization, NARLabs.