

熱控次系統

Thermal Control Subsystem

陳孟壕、何承恩、黃正德

Meng-Hao Chen, Cheng-En Ho, Jeng-Der Huang

熱控次系統 (Thermal Control Subsystem, TCS) 是人造衛星必要的次系統之一，所有機構、電子與光學元件皆有其允許的溫度範圍，過高或過低溫都可能降低元件性能、減損使用壽命甚至造成失效，因此熱控之主要目的為確保衛星在所有任務模式下皆能操作於安全溫度範圍內。本文以福衛五號為例，介紹國家太空中心 TCS 自主研發的能量，針對熱控設計、分析、硬體組裝、環境測試與飛行驗證進行論述。

Thermal Control Subsystem is one of the absolutely essential subsystems for satellite. All the mechanical, electrical and optical equipment could, if encountering a temperature level which is too high or too low, be damaged or its performance and life could be severely affected. Thus the main purpose of TCS is to ensure the satellite can be maintained within their temperature limits for all mission phases. This paper describes the NSPO's research achievement on FORMOSAT-5 TCS design, analysis, hardware integration, environmental test and flight validation.

一、前言

由於缺少地球大氣層的保護，繞軌運行的人造衛星常處在極端變化且複雜的熱環境中。舉例而言，近地軌道 (Low Earth Orbit, LEO) 之人造衛星大約每 100 分鐘繞行地球一圈，其中包含了約 2/3 日照區 (daytime) 與 1/3 陰影區 (eclipse)，這段白天與黑夜的旅程可達正負 150 °C 的劇烈溫度變化，且不同緯度、不同姿態或不同季節所導致的溫差皆不相同。若以設計壽命五年來計算，衛星機械結構、電子與光學等組件必須承受兩萬多次的冷熱溫度循環。也因如此，熱控次系統 (Thermal Control Subsystem, TCS) 之主要任務即為確保衛星各部件皆可操作在安全的溫度範圍內，以福爾

摩沙衛星五號 (以下簡稱福衛五號) 為例，遙測光機儀器 (Remote Sensing Instrument, RSI)、衛星電池、X 頻段傳送機 (X-band Transmitter, XT_x)、星像儀 (Star Tracker, STR) 及衛星電腦 (Command and Data Management Unit, CDMU) 等皆屬於關鍵熱控單元，這些光學或電子構件對於溫度有較嚴苛的需求，例如 RSI 需維持在穩定窄小的溫度範圍，穩定且均勻的溫度，可避免光學系統因熱脹冷縮產生形變，造成焦距改變或產生像差。

依循國家太空中心福衛一號至福衛三號所累積的熱控能量⁽¹⁻⁴⁾，我們利用主、被動式溫控硬體以及有限的電力資源，替福衛五號量身打造一套完整的設計、分析、測試與驗證流程。

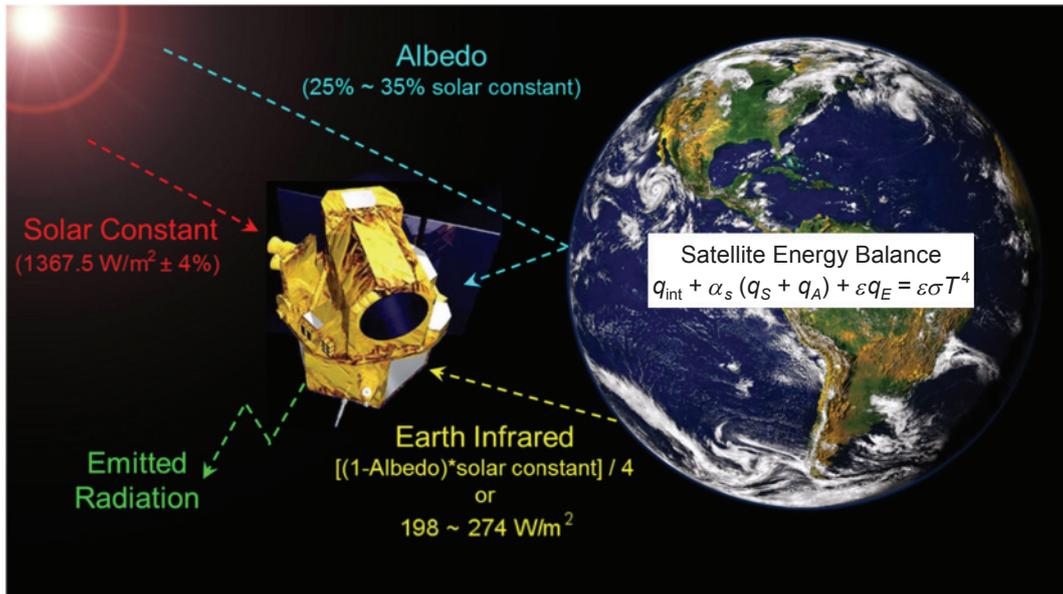


圖 1. 衛星的太空熱環境。

二、太空熱環境

如圖 1 所示，衛星所承受的太空熱環境可區分為三類：(1) 太陽熱輻射 (direct solar flux)，在略呈橢圓形的地球公轉軌道下，太陽輻射熱的強度約 $1367.5 \pm 4\% \text{ W/m}^2$ ；(2) 反照率 (albedo)，意指地球反射太陽輻射與入射總輻射的比值，該比值會隨著太陽照射不同地球區域而改變(例如陸地、海洋、雲層、冰層等)，範圍落在 0.25 至 0.35 之間；(3) 地球紅外線熱輻射 (the earth's infrared radiation)，地球對於衛星而言亦是一個熱源，該紅外線熱輻射強度隨著不同的地球區域而變化，範圍落於 198 至 274 W/m^2 之間。

三、熱控設計與分析

實務上，軌道熱輻射對衛星的複雜影響極難在地面進行擬真測試，也因此，正確且合理的熱分析模型在設計階段舉足輕重。一般而言，衛星設計階段可概略區分為系統設計 (system design)、初步設計 (preliminary design) 與關鍵設計 (critical design)，隨著進程發展，衛星的任務定義、構型配置與分析案例等各項需求會逐漸收斂。

以福衛五號為例，技術面上首先定義出熱控相

關參數，包含軌道高度、軌道類型 (福衛五號屬太陽同步軌道，Sun-Synchronous Orbit, SSO)、歐拉 (Euler) 旋轉軸 (即翻滾角 (roll)、俯仰角 (pitch)、偏擺角 (yaw))、飛行姿態 (福衛五號包含地心指向 (Geocentric Attitude Pointing, GAP)、精確指向 (Fine Pointing, FIP)、太陽指向 (Sun Pointing, SUP) 以及非操作時的安全模式 (Acquisition and Safe Hold, ASH) 等)、貝他角 (β angle，定義為衛星軌道面與太陽入射面的夾角) 等。接著，我們採用數值軟體 TRASYS (Thermal Radiation Analyzer System) 與 SINDA (System Improved Numerical Differencing Analyzer) 進行衛星幾何與數學熱模型之建立，這兩套軟體在衛星發展史上具有豐富且可靠的實際範例，使用者可採用類 FORTRAN 語法進行模型編寫。其中，TRASYS 可進行幾何模型建立 (如圖 2)，並依據輸入的材料表面熱光性質 (thermo-optical properties) 與前述熱控相關參數，計算出模型所有幾何節點 (node) 之熱輻射視野係數 (view factor)、輻射熱交換係數 (internode radiation interchange) 以及暫態軌道熱陣列 (heating array)。TRASYS 演算法 (algorithm) 是基於 Gebhart⁽⁵⁾ 所提出的理論，利用求解灰體 (gray body) 輻射的矩陣 (matrix) 方程式，來獲得各表面間的熱輻射效應。

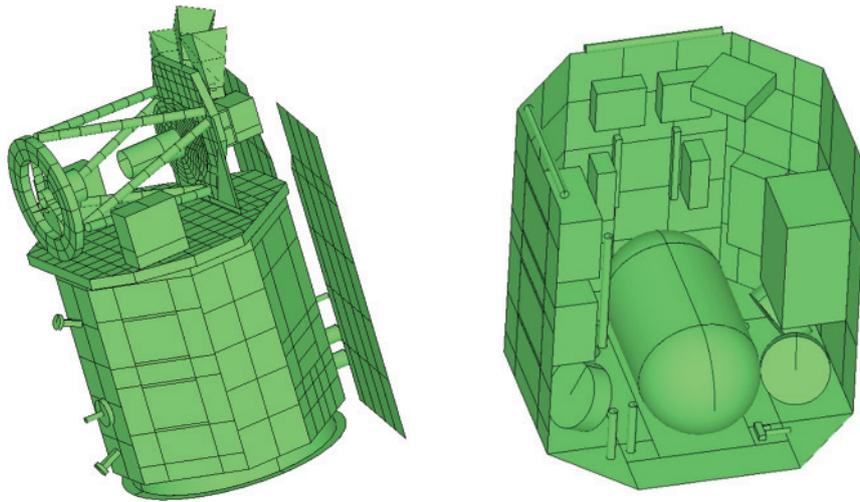


圖 2. 福衛五號 TRASYYS 幾何熱模型。

完成 TRASYYS 模型建立與計算之後，我們再將其結果導入 SINDA 進行後續分析。SINDA 是基於總集系統 (lumped system) 的概念，以熱導－熱容 (conductor-capacitor, G-C) 節點網路方式建立數學熱模型，節點類型依據實際構型可分為擴散節點 (diffusion node，考慮熱容計算)、運算節點 (arithmetic node，忽略熱容計算，常用於表面或界面材質) 及邊界節點 (boundary node，即定溫節點)。模型內容則涵蓋熱容、三維熱導值 (thermal conductance)、元件熱載荷 (thermal load)、加熱器設定等，並藉由有限差分法 (finite-difference method) 求解能量平衡方程式，可描述如下：

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (k \nabla T) + \nabla \cdot Q_{ij} + Q \quad (1)$$

其中， T 、 t 、 k 與 Q 分別代表溫度、時間、熱傳導係數與熱源，熱容則定義為密度 (ρ) 與比熱 (c_p) 的乘積。

熱控分析流程如圖 3 所示，最終目的為獲得模型所有節點之溫度變化與分佈 (圖 4、圖 5 及圖 6)、加熱器功率及其工作週期 (duty cycle)，並依此決定衛星熱控硬體的配置，再藉由各式操作情境模擬與極端案例 (worst case) 探討，逐漸收斂出合理且安全的可行性設計。一般而言，環境測試前的熱控設計不確定裕度 (uncertainty margin) 通常規範

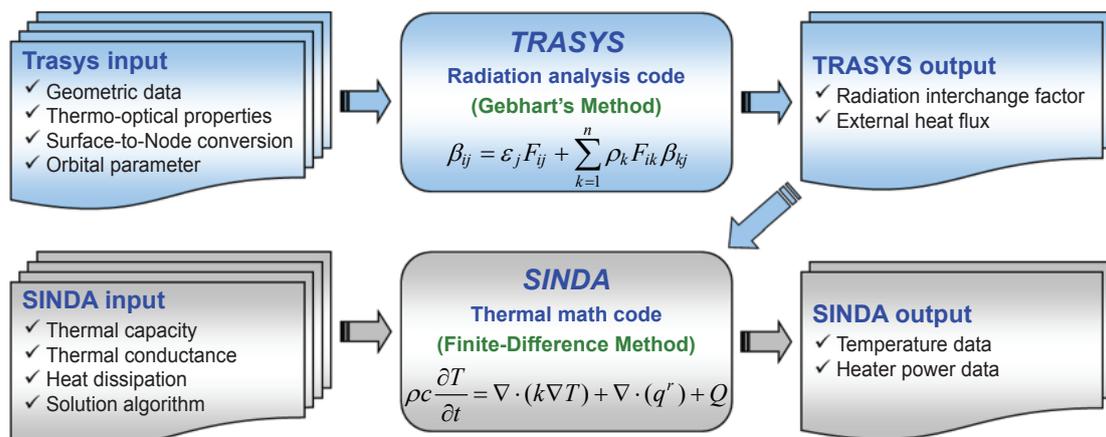


圖 3. 熱控分析流程。

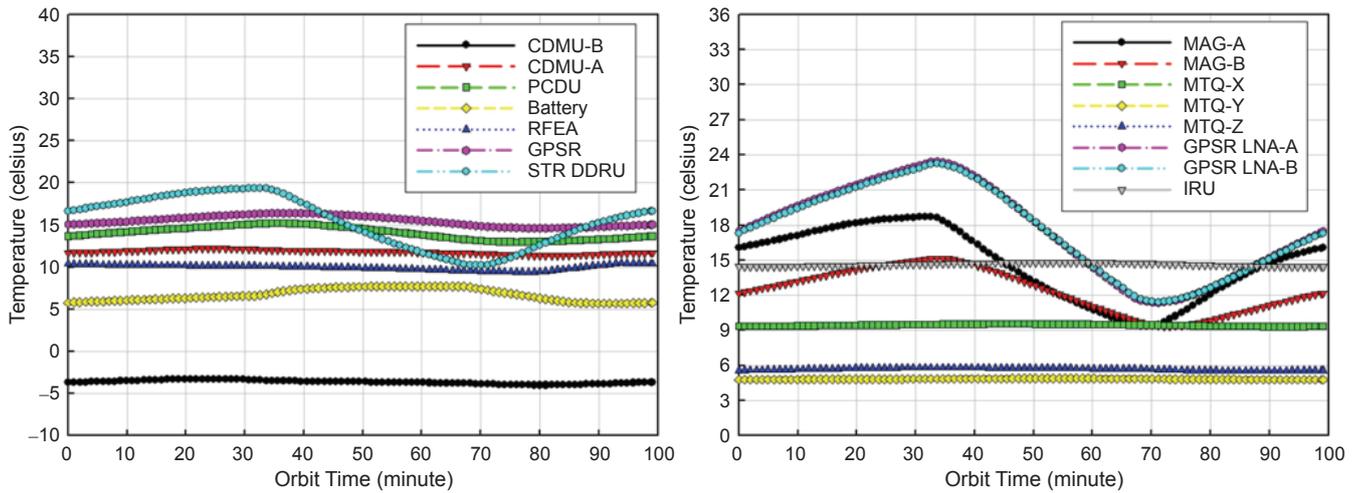


圖 4. 衛星溫度變化。

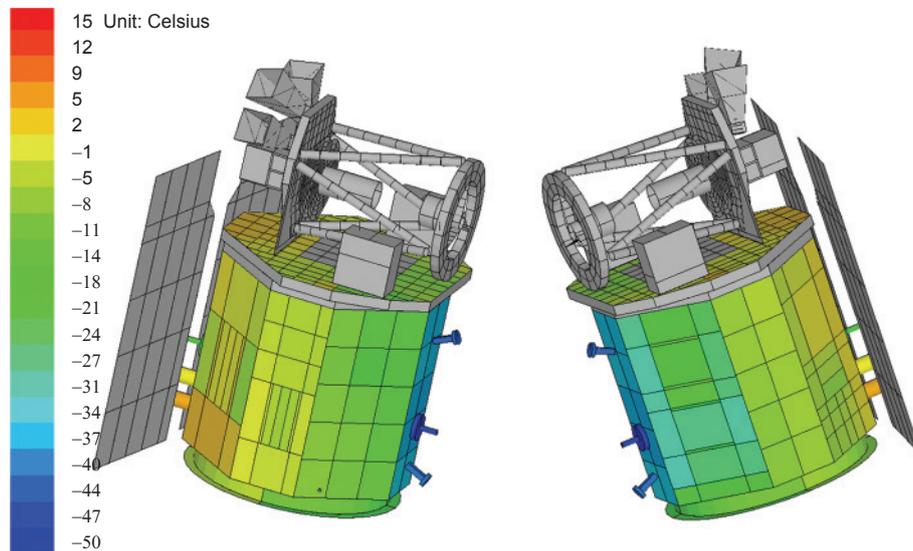


圖 5. 衛星本體溫度分佈。

為 8°C (無加熱器設計) 與 5°C (有加熱器設計)⁽⁶⁾。進一步探討設計策略，福衛五號使用冷偏差設計 (cold-biased design)，此設計是基於被動式熱控硬體發展成熟之優勢，利用多層隔熱層 (Multi-Layer Insulation, MLI)、輻射散熱器 (radiator)、導熱層、絕熱墊圈、表面處理等配置，來達到可靠度高的熱控構型，並優先確保衛星不致超過其最高允許溫度。接著，再採用適當量級的主動式加熱片設計，使衛星各部件在操作過程中皆能在預期的安全溫度範圍內。

四、熱控硬體

完成熱控設計與分析後，硬體工程師需依據分析結果建立硬體清單，並開始進行衛星組裝階段，以下簡介福衛五號所採用的熱控硬體，如圖 7 所示。

1. 多層隔熱層

MLI 對於衛星之功用就如同人類穿著的羽絨衣，不同的是，MLI 必須在真空環境下才能有效

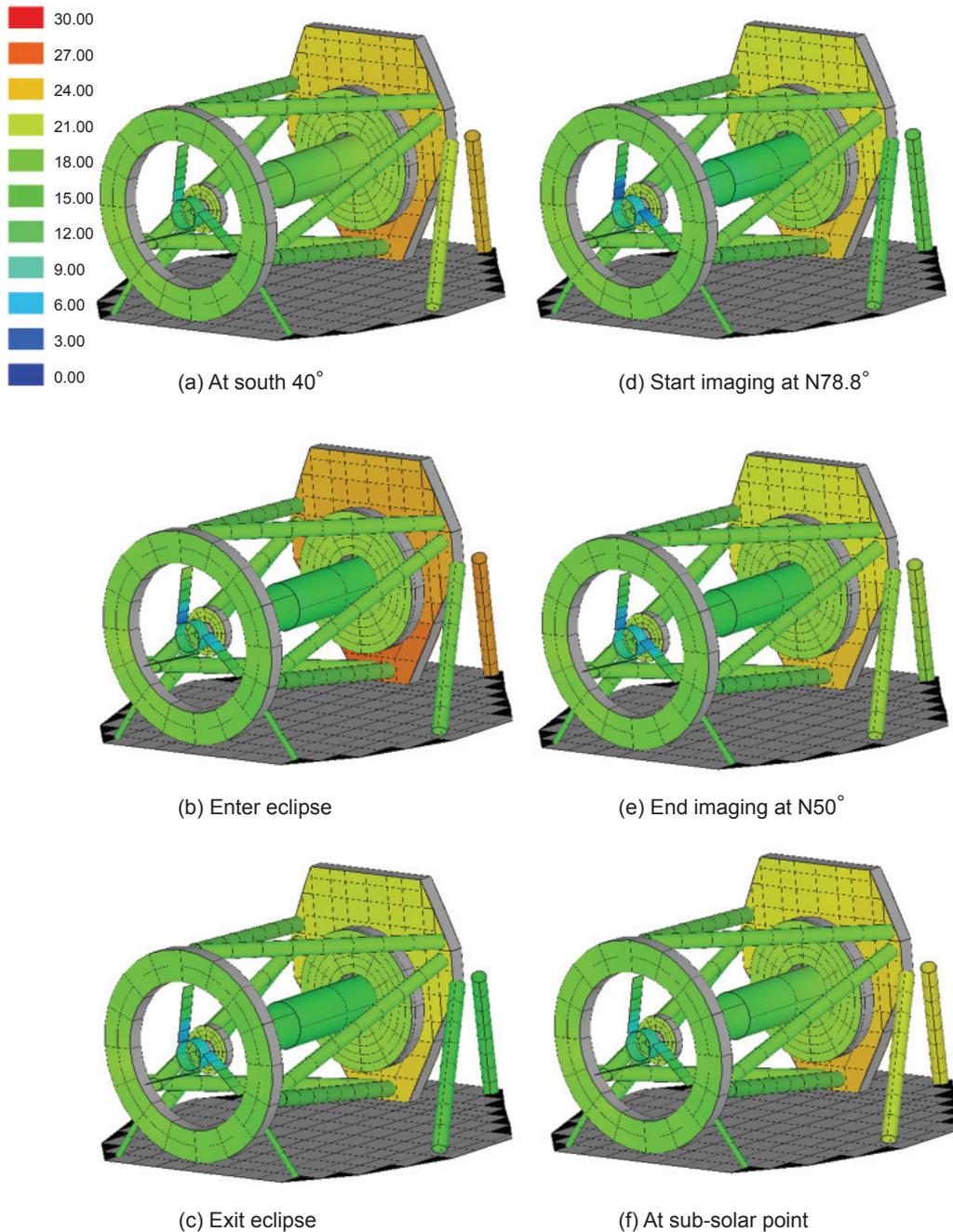


圖 6. 衛星遙測酬載溫度分佈。

發揮其隔熱效果。以福衛五號配置的 MLI 而言，最外層使用鍍鋁 (VDA) 聚酸亞胺薄膜 (kapton)，內部則由多層高反射率的鍍鋁聚酯薄膜 (mylar) 所構成，層與層間使用熱塑性聚酯網 (dacron net) 來減少接觸熱傳導，藉由多層堆疊設計，可大幅降低衛星內外的熱傳導與熱輻射。

2. 輻射散熱器

輻射散熱器為具有背膠之薄膜，我們將其貼附在需要散熱的區域，通常為高發熱元件對應的結構板或是需操作在低溫條件之構件，福衛五號所使用的散熱器類型屬於二次表面鏡 (Second Surface Mirror, SSM)，其組成包含第一表面的透明鐵氟龍層 (FEP) 以及第二表面的鍍銀層，藉由 FEP 的高

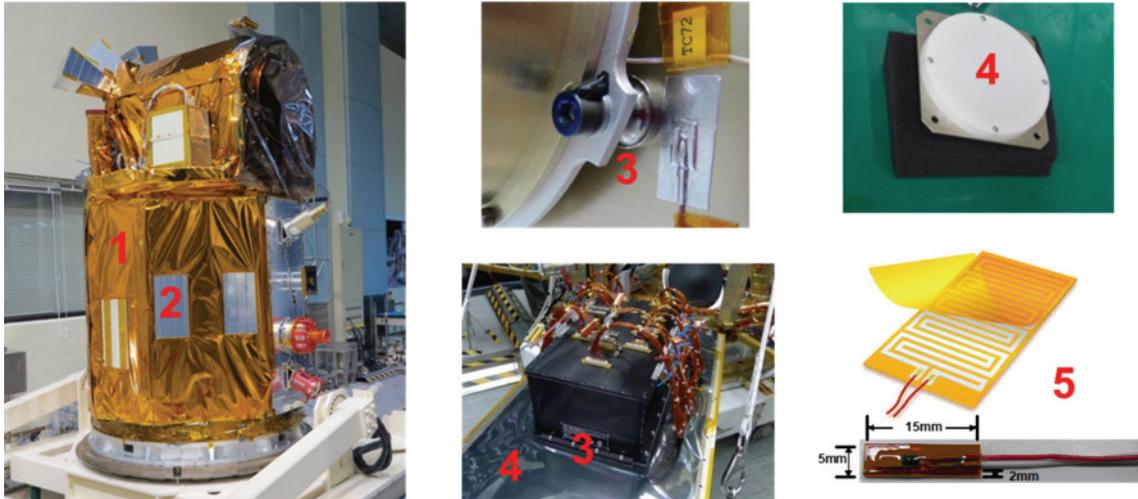


圖 7. 福衛五號熱控硬體：(1) 多層隔熱層 (MLI)、(2) 輻射散熱器 (Radiator)、(3) 隔熱華司與石墨導熱片、(4) 膠帶與表面漆料、(5) 可撓式加熱片與溫度感測器。

放射率 (emissivity, ϵ) 來逸散多餘熱能，再結合鍍銀層的低太陽輻射吸收率 (solar absorptance, α_s) 來同時達到低吸熱、高放熱之熱輻射效果。

3. 導熱、絕熱與表面處理

衛星是由許多元件所組成，各部件的配置與熱控需求皆不相同，設計手法上可採用導熱材料 (例如 SIGRAFLEX、CHO-THERM) 或者隔熱材料 (例如隔熱華司 (washer)、支架 (bracket) 等)，來增加或減少介面間的傳導或接觸熱阻 (contact thermal resistance)。表面處理則用於改變特定位置的熱輻射效果，例如常使用於天線表面的特殊塗層或結構表面膠帶等。

4. 溫度感測器與加熱片

可撓式加熱片是福衛五號熱控硬體中唯一的主動式熱控元件，經由熱控分析所決定的加熱器尺寸、位置與功率，再搭配白金電阻式溫度感測器 (PT-1000)、飛行軟體開關與閾值 (threshold) 控制，即可依據衛星任務需求，調整特定區域至設定的溫度值。

五、熱測試與模型校驗

熱真空測試 (Thermal Vacuum Test, TVT) 是衛星環測中的關鍵里程碑，也是一項耗時且動員龐大人力之測試，測試前的準備工作及協調非常重要，有可能因事前準備不完善而導致測試需中斷或中止。熱真空測試主要目的在於驗證衛星性能與組裝工藝是否足以承受真空與冷熱極端之溫度循環，層級上包含元件層級 (component level) 與系統層級 (system level)，通常各元件發展階段會各自進行雛型體 (prototype)、工程體 (Engineering Model, EM)、飛行體 (Flight Model, FM) 等熱循環或熱真空測試，待衛星組裝完成後再進行系統層級測試。測試的類型依據任務需求可分為認可測試 (acceptance test，指測試至待測件允許的高低溫極限，通常用於 FM)、原型飛行體測試 (proto-flight test，指 acceptance level 再外擴 5°C ，通常用於第一版本 FM) 與認證測試 (qualification test，屬嚴苛測試，指 acceptance level 再外擴 10°C ，測試後的元件通常不會用於實際飛行)。

福衛五號全系統熱真空測試於 2015 年 4 月 30 日開始執行，同年 5 月 21 日完成，歷經 22 天不間斷運轉，終於順利通過所有測試。如圖八所示，福衛五號橫向掛載於大型熱真空艙艙門上，構型包含衛星本體 (bus)、光學酬載 (RSI)、科學酬載 (Advanced Ionospheric Probe, AIP) 以及地面測試輔



圖 8. 福衛五號掛載於國家太空中心大型熱真空艙。

助設備 (Ground Support Equipment, GSE) 等。兩片太陽能板在測試時設定為移除狀態，衛星鏡頭方向朝側邊以避免在測試準備時異物掉落於光學酬載上。艙體使用多種泵浦將壓力維持在 10^{-5} mbar 等級 (圖 9) 之高真空度，並以氣態氮將圓柱狀艙體壁面溫度控制在 -130 至 -30 °C，內壁表面為高放射率的黑色塗層，利用熱輻射來加熱或冷卻衛星。福衛五號熱真空測試共使用 226 條 T 型熱電偶 (thermocouple) 及 60 組測試用加熱帶進行溫度感測與控制，測試流程 (圖 10) 經過抽真空 (pump-down)、冷熱循環 (thermal cycling)、衛星全功能測

試 (Comprehensive Performance Test, CPT)、冷熱平衡 (hot & cold thermal balance)、加熱器測試 (heater check)、暫態冷卻 (transient cool down) 及回到常溫常壓 (return to ambient) 等階段。圖 11 列出衛星本體與遙測酬載之實際測試結果。

熱真空測試流程中，熱平衡與暫態降溫測試所獲得的測試資料將直接應用於模型校驗 (model correlation)，校驗之目的除了確保熱分析的準確性，亦是修正實際組裝所產生的非預期誤差，通常規範校驗後的熱模型與實測結果需差異在 5 °C 內 (7)。

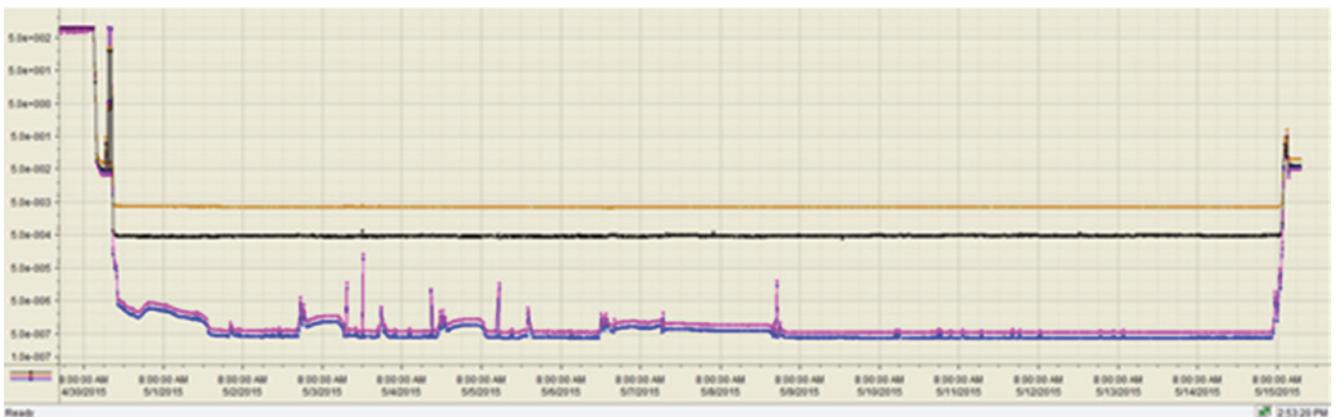


圖 9. 熱真空艙壓力曲線。

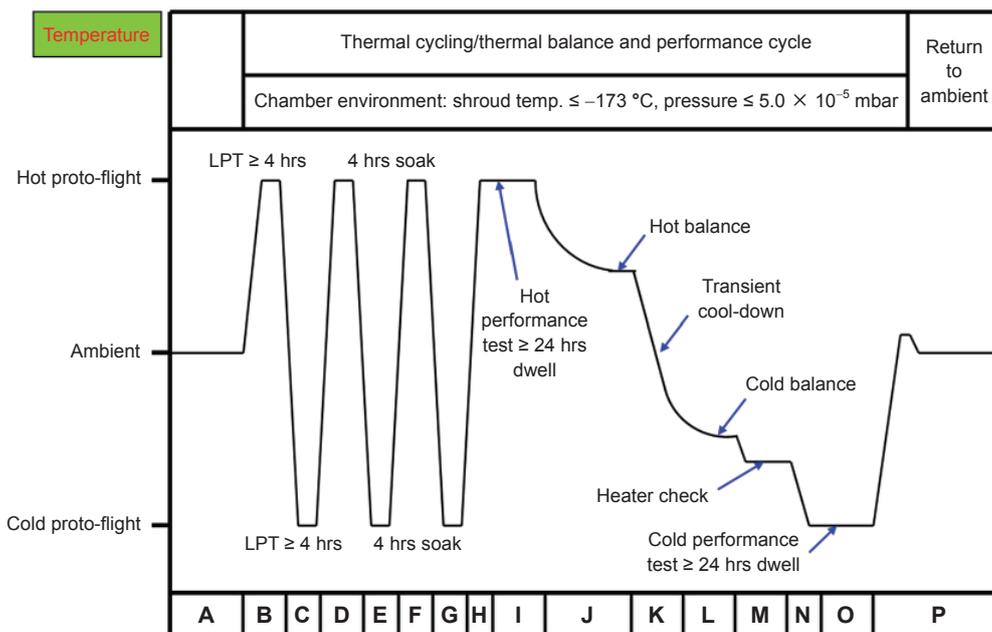


圖 10. 衛星熱真空測試流程。

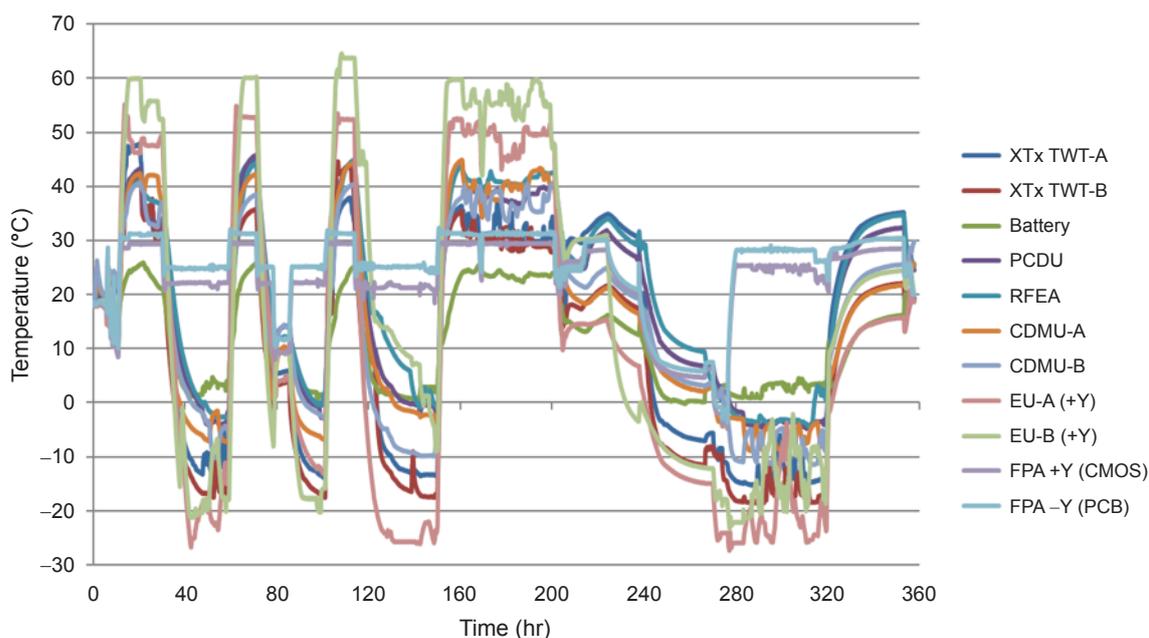


圖 11. 衛星熱真空測試結果。

熱平衡是將衛星及艙體環境穩定維持較長的時間，直到衛星系統達到溫度穩態 (steady state) 平衡，通常我們定義每小時溫度變化量小於 $0.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 作為平衡之條件。我們可藉由實際測量到的溫度來校驗熱模型中的熱導係數與熱輻射係數，最後再藉由暫態降溫測試校驗熱容值，圖 12 為熱平衡結果

與熱容值校驗範例。模型校驗是衛星發射前最終確認模型準確性的機會，在此過程中，需仰賴工程師實務經驗 (heritage)，經由多次疊代 (iteration) 與熱敏度分析 (thermal sensitivity study)，嘗試找出修正趨勢與方向，並將影響較大的關鍵參數輔以實驗量測，才能完成這項重要且曠日費時的工程。

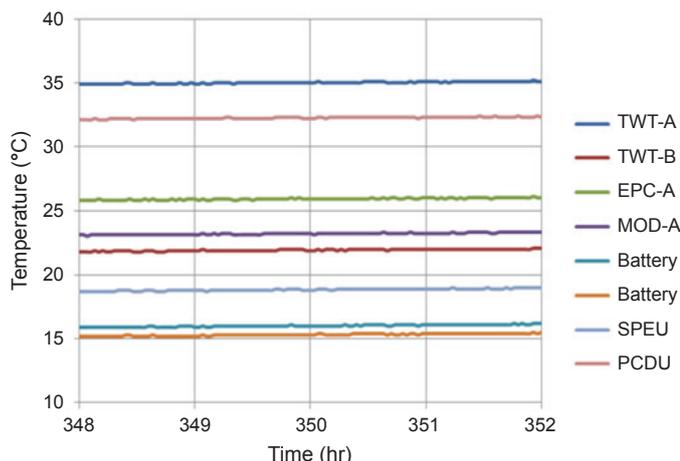
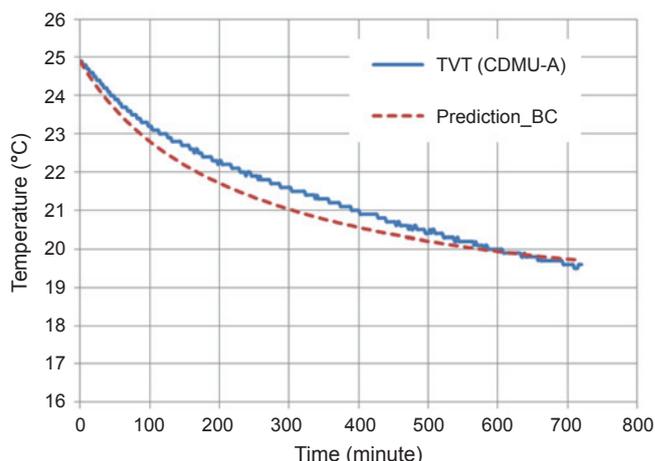


圖 12. 熱平衡結果與熱容值校驗範例。



六、早期軌道熱控資料

2017 年 8 月 25 日，獵鷹九號 (Falcon-9) 火箭搭載福衛五號衛星，從美國加州范登堡空軍基地 (Vandenberg Air Force Base) 發射，在第 676 秒時升空 723 公里，衛星與火箭脫離，完成升空。在此之後，衛星就正式進入重要的早期軌道 (early orbit) 階段，藉由海外或國內天線站與衛星通訊，工程師們必須日夜守候並操控這顆衛星，直到衛星各項功能就定位。就 TCS 而言，我們的任務是即時監控衛星所有溫度變化與加熱器啟閉狀態，確保熱控功能皆處在預期的正常狀態。更重要的是，由於太陽能是衛星的唯一電力來源，早期軌道階段有可能因各種暫態因素而造成電力不足，若衛星嚴重缺電即會進入休眠模式 (phoenix mode)，長期下來可能因溫度失控而對各元件造成不可預知或不可逆的損害。這時就必須依據衛星實際操作狀況，臨場決策加熱器之啟閉或閾值調整。另一方面，早期軌道階段所獲得的大量飛行資料亦是未來衛星計畫的寶貴經驗傳承 (lessons learned)，圖 13 與表 1 列出福衛五號早期軌道階段的部份飛行資料。

七、結論

福衛五號是我國自主發展的第一枚遙測衛星，在太空研發技術上具有承先啟後之意義，其中的熱

控次系統亦屬於我國太空中心研發能量，熱控次系統的成功已順利在福衛五號發射後獲得實證。本文針對衛星熱控設計、數值分析、硬體選用、系統組裝、環境測試及模型校驗等一系列流程進行概述，期許該文章能讓衛星科普知識更廣泛傳遞。

參考文獻

1. J. R. Tsai, "ROCSAT-1 Spacecraft Thermal Design/Analysis Verification-Thermal Balance Test", *the 40th Conference on Aeronautics and Astronautics*, Taichung, Taiwan, December (1998).
2. C. R. Chen, J. R. Tsai and L. H. Ting, "ROCSAT-2 Satellite Lower Ring Thermal Analysis", *1999 AASRC/CIROC/CSCA Aerospace Joint Conference*, Taoyuan, Taiwan.
3. J. D. Huang, M. S. Chang, C. R. Chen and J. R. Tsai, "Argo Satellite Thermal Control Design and Analysis", *the 16th National Conference on Combustion Science and Technology*, Taipei, Taiwan, March (2006).
4. M. S. Chang, C. R. Chen and J. D. Huang, "FORMOSAT-3 Satellites Thermal Control Subsystem Development from Ground to Orbit", *2009 AASRC/CIROC/CSCA Aero-space Joint Conference*, Taipei, Taiwan, December 12 (2009).
5. B. Gebhart, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, **3** (4), 341(1961).
6. Test Requirement for Launch, Upper-Satage, and Space Vehicles, Military Standard, MIL-STD-1540C, September 5 (1994).
7. Z. Sherman, "The thermal balance test of AMOS-2 spacecraft", *Proceedings of the 5th International Symposium on Environmental Test for Space Programmes*, 127-135 (2004).

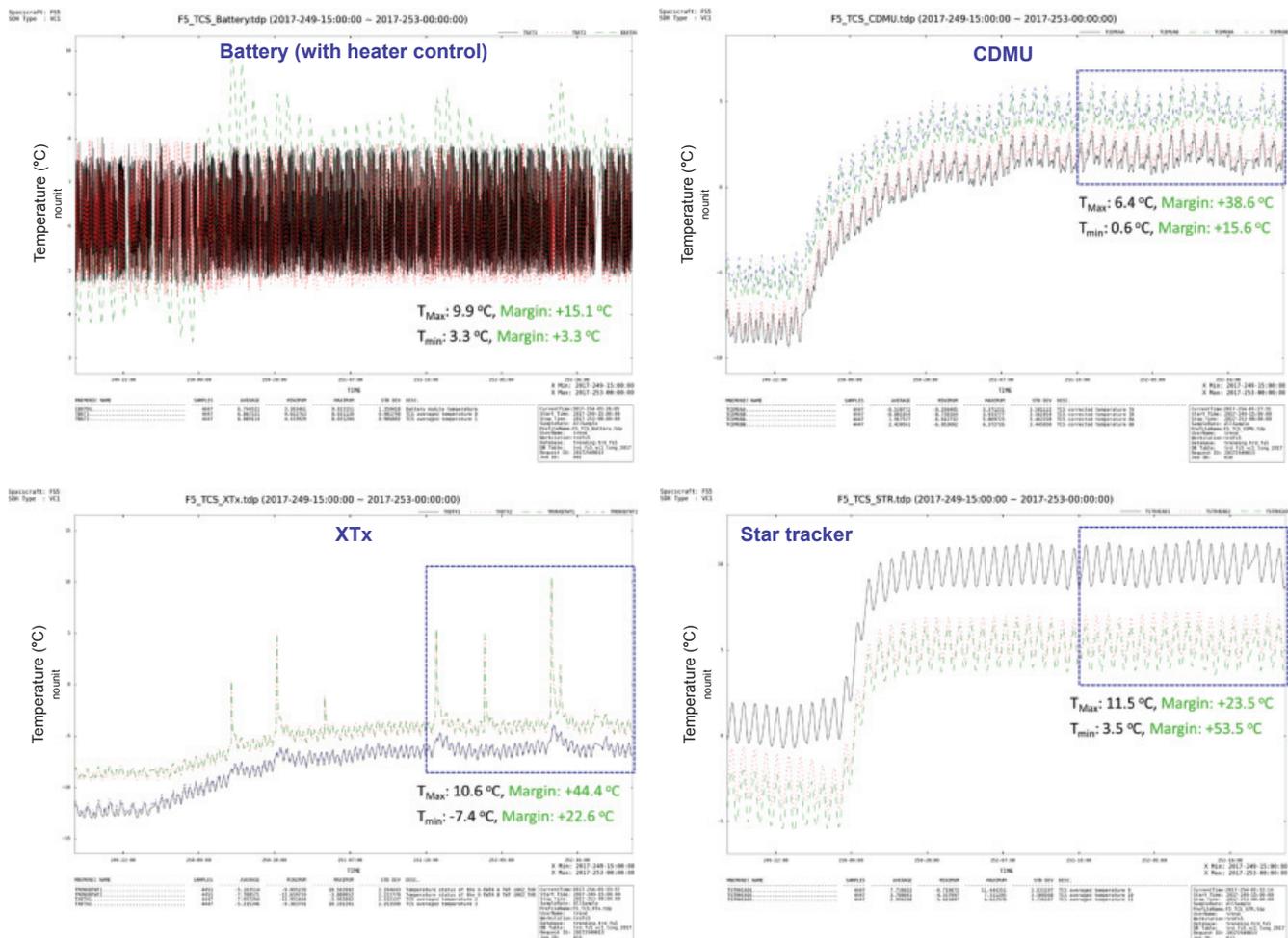


圖 13. 福衛五號早期軌道熱控資料。

表 1. 福衛五號早期軌道高低溫及其裕度。

| Unit | Min. Temp. (°C) | Margin (°C) | Max. Temp. (°C) | Margin (°C) |
|---|-----------------|-------------|-----------------|-------------|
| Battery • Heater duty cycle 24.5% • Heater power 12.5 W | 3.3 | 3.3 | 9.9 | 15.1 |
| CDMU | 0.6 | 15.6 | 6.4 | 38.6 |
| XTx | -7.4 | 22.6 | 10.6 | 44.4 |
| Star tracker | 3.5 | 53.5 | 11.5 | 23.5 |
| RW | 5.6 | 15.6 | 17.4 | 37.6 |
| RCS tank/PT/BLV | -0.6 | 19.4 | 10.3 | 29.7 |
| RCS thruster | -9.5 | 30.5 | 6.6 | 63.4 |
| Solar panel | -71.4 | 48.6 | 89.3 | 30.7 |
| PCDU | 5.0 | 20.0 | 12.2 | 32.8 |
| RFEA | 8.0 | 23.0 | 9.7 | 35.3 |
| MAG | 10.6 | 30.6 | 15.5 | 34.5 |
| IRU | 10.6 | 50.6 | 12.1 | 52.9 |
| AIP | -16.8 | 18.2 | 31.4 | 8.6 |



陳孟壕先生為國立清華大學動力機械工程學系碩士，現為國家實驗研究院國家太空中心機械組副研究員。

Meng-Hao Chen received his M.S. in power mechanical engineering from National Tsing Hua University. He is currently an associate researcher in the mechanical engineering division of National Space Organization, NARLabs.



何承恩先生為國立清華大學工程與系統科學系博士，現為國家實驗研究院國家太空中心機械組副研究員。

Cheng-En Ho received his Ph.D. in engineering and system science from National Tsing Hua University. He is currently an associate researcher in the mechanical engineering division of National Space Organization, NARLabs.



黃正德先生為國立台灣大學機械工程學系碩士，現為國家實驗研究院國家太空中心機械組正工程師與熱控部門經理。

Jeng-Der Huang received his M.S. in mechanical engineering from National Taiwan University. He is currently a principal engineer in the mechanical engineering division and a manager at the thermal control department of National Space Organization, NARLabs.