

第十八卷第一期  
中華民國一〇三年二月

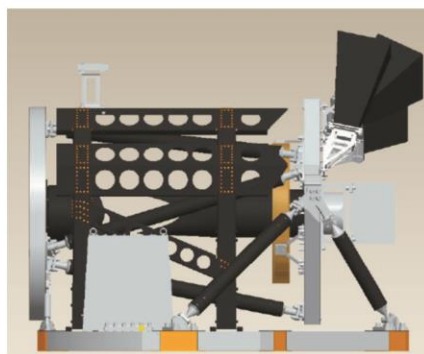
ISSN 1021-8661



# 航測及遙測學刊

中華民國航空測量及遙感探測學會出版

## 國家太空中心遙測衛星專刊



福衛二號(彩色8米)



福衛五號(彩色4米)

**Journal of Photogrammetry and Remote Sensing**

Volume 18 No.1

February

2014

Published by Chinese Society of Photogrammetry and Remote Sensing

# 航測及遙測學刊

## Journal of Photogrammetry and Remote Sensing

發行人：陳良健

出版者：中華民國航空測量及遙感探測學會

地址：台北市文山區羅斯福路五段 113 號三樓

信箱：台北市郵政 93-158 號信箱

電話：886-2-8663-3468 886-2-8663-3469

傳真：886-2-2931-7225

電子郵件：csprsmail@csprs.org.tw

網址：http://www.csprs.org.tw

PUBLISHER: L. C. Chen

PUBLISHED BY: Chinese Society of Photogrammetry and Remote Sensing

Address: 3F, No.113, Sec.5, Roosevelt Road, Taipei, Taiwan

Mail Address: P. O. Box. 93-158, Taipei, Taiwan

Tel: 886-2-8663-3468 886-2-8663-3469

Fax: 886-2-2931-7225

E-mail: csprsmail@csprs.org.tw

Web Site: http://www.csprs.org.tw

### 總編輯

曾義星

國立成功大學測量及空間資訊學系

電話：886-6-275-7575 分機 63835

傳真：886-6-237-5764

電子郵件：jprssubmit@gmail.com

### EDITOR-IN-CHIEF

Yi-Hsing Tseng

Department of Geomatics, National Cheng Kung University

Tel: 886-6-275-7575 ext. 63835

Fax: 886-6-237-5764

E-Mail: jprssubmit@gmail.com

### 編輯委員

#### ◆ 農林

鄭祈全 (文化大學)

申雍 (中興大學)

#### ◆ 海洋與大氣

劉振榮 (中央大學)

何宗儒 (台灣海洋大學)

#### ◆ 防災

劉進金 (達雲科技有限公司)

徐百輝 (台灣大學)

#### ◆ 土地利用與覆蓋

陳永寬 (銘傳大學)

詹進發 (政治大學)

#### ◆ 地理資訊系統

何維信 (中華科技大學)

蔡榮得 (中興大學)

#### ◆ 遙感探測

陳良健 (中央大學)

陳錕山 (中央大學)

#### ◆ 攝影測量與光達

廖揚清 (成功大學)

史天元 (交通大學)

趙鍵哲 (台灣大學)

### EDITORIAL BOARD

#### ◆ Agriculture and Forestry

C. C. Cheng (Chinese Culture University)

Y. Shen (National Chung Hsing University)

#### ◆ Oceanography and Atmospheric Science

G. R. Liu (National Central University)

C. R. Ho (National Taiwan Ocean University)

#### ◆ Disaster Management

J. K. Liu (LIDAR Technology Co., Ltd)

P. H. Hsu (National Taiwan University)

#### ◆ Land Cover and Land Use

Y. K. Chen (Ming Chuan University)

J. F. Jan (National ChengChi University)

#### ◆ Geographical Information System

W. H. Ho (China University of Science and Technology)

J. D. Tsai (National Chung Hsing University)

#### ◆ Remote Sensing

L. C. Chen (National Central University)

K. S. Chen (National Central University)

#### ◆ Photogrammetry and LiDAR

Y. C. Liao (National Cheng Kung University)

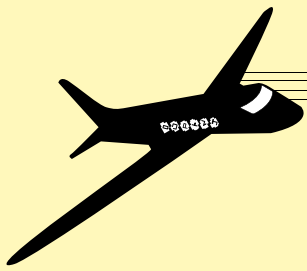
T. Y. Shih (National Chiao Tung University)

J. J. Jaw (National Taiwan University)

### 封面圖片說明 About the Cover

福衛五號任務目標是為建立國家太空中心自主研發衛星本體與光學遙測酬載的能力，並進行台灣及全世界的取像任務。遙測酬載包括光機系統、聚焦面組合、電子單元，是由太空中心與國內產研界合作研發。提供全波段空間解析度 2 米與多光譜空間解析度 4 米的取像能力。聚焦面組合採用世界領先的 CMOS 技術研製的主動式影像感測器。福衛五號可以沿地面特定方向以邊轉邊照方式取像，模擬結果可清楚分辨福衛五號彩色解析度提高之效應。

(封面圖片出處：福衛五號遙測酬載於軌道上的熱變形與光學表現分析，第十八卷第一期第 39-50 頁；福衛五號遙測酬載系統工程經驗，第十八卷第一期第 29-38 頁)



## 特刊引言 遙測衛星

張桂祥

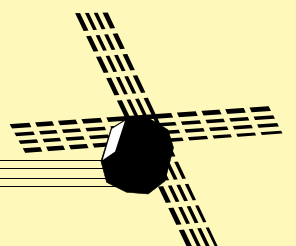
國家實驗研究院國家太空中心

台灣於 1991 年成立太空計畫，至今已逾二十年。福衛一號於 1999 年發射，其中海洋水色照相儀為我國首次執行的遙測任務。福衛二號於 2004 年發射，主要任務為地球觀測。福衛三號星於 2006 年發射，以六顆微衛星執行掩星大氣量測。由於遙測技術日新月異應用廣泛，並與國計民生息息相關，尤其是位處於天災頻繁的台灣，遙測任務遂成為台灣太空計畫的重要選項之一。

福衛二號發射後十年來在軌道上持續運作，不僅守護台灣，亦觀照全世界，在科學研究、支援救災、四季農作、支援外交、科普教育、環境監測等應用成果已獲國內外一致肯定。雖然福衛二號衛星本體及遙測酬載皆為外購，但太空中心於計畫執行中建立系統整合能量，並為推廣衛星影像之應用自力研發影像處理系統。福衛五號則是我國第一顆完全自主發展的高解析度遙測衛星，搭載一個黑白 2 米與彩色 4 米解析度的遙測影像儀，接續福衛二號提供全球影像。目前已邁入衛星整合測試階段，預計於 2015 年發射。

本特刊邀請國家太空中心同仁發表遙測衛星自主技術，內容涵蓋福衛二號與五號遙測酬載與影像處理。「福衛二號影像處理系統研發之回顧與展望」說明太空中心自力研發影像處理系統的過程，並藉由支援全球重大事件，以提升自我技術能力與即時應用。「福衛二號排程與災防雲端應用服務」提到拍攝之通知、申請、排程，以及影像之查詢、訂購、遞交，將依國際標準透過雲端提供服務，並聯合其他衛星支援救災。「福衛五號遙測酬載系統工程經驗」說明自主發展遙測影像儀之系統設計與規格、影像品質影響因素、權衡分析、測試驗證等攸關任務成敗的系統技術。「福衛五號遙測酬載於軌道上的熱變形與光學表現分析」為高解度遙測衛星製造的一大挑戰，如何分析太空環境造成光學遙測酬載結構與熱變形對鏡頭成像的影響。「遙測衛星可靠度預估」說明如何分析電路方塊圖，並選用太空級電子零件以增進系統可靠度。「福衛五號非同步取像及其影像模擬」說明新增靈活取像模式，使得福衛五號能沿地表特定路徑以邊轉邊照方式取像。

在此懇請國內外各界先進專家，持續給予國家太空中心支持與協助，期待未來福衛五號順利發射運作，再啟台灣遙測新紀元。



# 福衛二號影像處理系統研發之回顧與展望

吳岸明<sup>1\*</sup> 張桂祥<sup>2</sup>

## 摘要

福衛二號於2004年發射，是當今世上唯一能夠每日對全球任何地方取像的遙測衛星。影像處理系統自力發展，此對任務操作快速反應極有幫助。幾次世界大型災害，例如南亞海嘯、四川地震、八八水災、日本海嘯，福衛二號每次都以第一時間取像，並提供衛星影像支援救災。本文介紹福衛二號計畫影像處理系統(Image Processing System, IPS)自力研發之背景、目標、系統、操作，及自衛星發射後九年多之遙測任務成果與重大事件取像。影像處理系統包括五個次系統：取像排程次系統(Planning and Scheduling Subsystem, PSS)、資料擷取次系統(Data Ingestion Subsystem, DIS)、資料處理次系統(Data Processing Subsystem, DPS)、資料管理次系統(Data Management Subsystem, DMS)、影像品質次系統(Image Quality Subsystem, IQS)。福衛五號計畫在建立衛星本體與遙測酬載之自主技術能力，接續福衛二號任務。提供更高解析度之彩色影像，以及沿經線或海岸線之取像能力。為因應未來需求與挑戰，IPS研發須利用網路技術，提供下一代衛星影像產品，並與GIS緊密結合。

**關鍵詞：**福衛二號、影像處理系統、遙測照相儀、每日再訪軌道

## 1. 引言

福衛二號任務定義與系統規劃階段即進行影像模擬，充分了解使用者需求及能力。中大太遙中心為國內最早處理衛星影像之單位，在兩年半內(1991.2~1993.6)即建立資源衛星接收站，包括X頻段天線及影像處理系統。2001年當時可接收SPOT 1/2/3/4、Landsat 5、ERS-1/2、EROS-A。每增收一顆衛星，所需添加之設備僅為位元同步器(Bit Synchronizer)及部分影像處理模組。太遙中心取像操作、影像處理、客戶服務方面非常熟練，同時對影像處理技術之研究亦具備相當基礎。雖然影像處理技術偏重在高階(Level 3以上)，但基本上可應用到低階(Level 1~2)。

NSPO (National Space Organization, 國家太空中心)在福衛一號計畫裡建立海洋水色照相儀之輻射修正模式及幾何修正模式(Wu *et al.*, 1999)，並提

供海洋水色照相儀(Ocean Color Imager, OCI)資料分送中心進一步做大氣修正及影像識別。另一方面，參與地面系統發展之國內廠商已具備任務操作軟體之撰寫及測試能力。福衛二號影像處理系統(Image Processing System, IPS)為關鍵技術，需求數量多，且功能須不斷擴充，值得列為自主研發項目。NSPO可負責IPS之系統整合，外介面包括衛星合約商及地面其它合約商，內介面包括中大及國內廠商。經幾次內部評估與規劃，IPS自主研發方案於2001年7月呈報國科會裁定。

IPS自力研發之目標有三。一、建立衛星影像處理系統，執行產品製作、儀器校正、取像排程、影像營運。二、促進衛星影像在救災、環保、教育、外交、國土規劃、農林漁牧等國計民生各層面及時全新之應用。三、透過影像處理系統自主研發，進一步建立衛星與儀器設計、分析、測試、操作之能力。

<sup>1</sup> 國家實驗研究院國家太空中心 資深研究員

<sup>2</sup> 國家實驗研究院國家太空中心 主任

收到日期:民國102年07月05日

修改日期:民國102年11月14日

接受日期:民國102年12月10日

\*通訊作者，電話: 03-5784208 ext 1033, E-mail: amwu@nspo.narl.org.tw

IPS 自主發展是基於認知此為連接衛星至使用者之關鍵技術。IPS 是團隊自己設計的，隨時可針對特別情況修改，加上對衛星能力及使用者需求都非常清楚，以致衛星操作團隊可以精確無誤快速反應。營運目標原訂以國內應用為主要導向，後來國際營運反而大放異彩。另外，太空中心與 International Charter、UNOSAT、SPOT Image、Sentinel Asia、慈濟合作，提供緊急與災區影像，協助國際人道救援。

太空中心與具備影像處理能力與基本用戶且分布在北中南的國內大學合作，包括台大、師大、中大、成大等，設立影像應用與分送中心(Image Application and Distribution Center, IADC)，利用福衛二號影像處理終端機 (FORMOSAT-2 Terminal, F2T) 推廣福衛二號影像之使用。太空中心另外與法國史波特影像公司(SPOT Image)合作，推廣福衛二號影像之國際營運。福衛二號一方面與現有遙測衛星互補，例如 SPOT、IKONOS、QuickBird、ALOS、WorldView、GeoEye、THEOS 等，另方面卻非常獨特地提供每日再訪、自主操控、快速處理的衛星影像。

## 2. 福衛二號計畫概述

福衛二號(FORMOSAT-2)於 2004 年 5 月 21 日發射，目前在高度 888 公里、傾角 99.1 度的太陽同步軌道上運行。衛星總重 760 公斤，外形呈六邊形，直徑 1.6 公尺，高 2.4 公尺。衛星攜帶遙測照相儀(Remote Sensing Instrument, RSI)和高空大氣閃電影像儀 (Imager of Sprite and Upper Atmospheric Lightning, ISUAL)。RSI 影像解析度黑白 2 公尺、彩色 8 公尺，每天約於上午 10 點左右通過臺灣，滿足救災、環保、教育、外交、國土規劃、農林漁牧等國計民生各層面之需求(Wang *et al.*, 2000)。福衛二號具備每日再訪軌道(Daily Revisit Orbit)，高度夠高視野夠廣，甚至可照得到南北極點，為當今世上唯一可對全球任何地方每天照相的遙測衛星。福衛二號遙測任務示意圖如圖 1 所示。

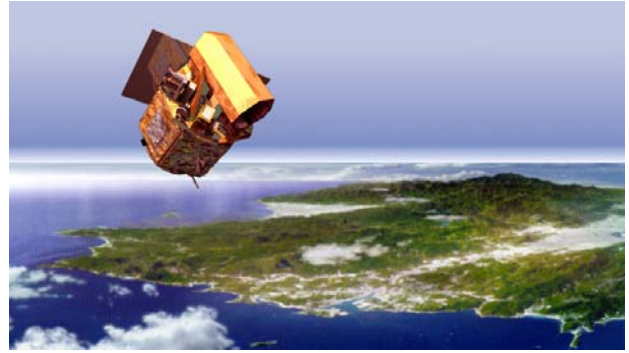


圖 1 福衛二號遙測任務示意圖

任務定義與系統規劃始於 1997 年，衛星系統於 1999 年發包，與法國馬特拉公司(Matra, 後更名為阿斯特姆公司 Astrium)簽約。2004 年 5 月 21 日衛星於美國加州范登堡發射場成功發射，2004 年 6 月 2 日完成衛星早期軌道操作進入任務軌道。2004 年 6 月 4 日遙測照相儀拍攝到第一張遙測影像，2004 年 7 月 4 日高空大氣向上閃電儀首次觀測到高空大氣發光現象。

福衛二號得到很多重要的設計技術資料和經驗，例如完整的飛行軟體和軟體說明等等，這些都在今日發展自主衛星上，有珍貴參考價值。衛星系統設計分析能力方面，工程團隊全程參與衛星廠商發展工作。國內廠商參與衛星電腦、天線、飛行軟體之設計發展製造工作。

透過軟體自動化、程序標準化、人員訓練制度化，同一操作團隊由 1999 年操控單一衛星，到 2004 年同時操控兩顆，2006 年起更擴充到同時操控七顆衛星。軌道轉換在 11 天內完成由 728 公里高之暫駐軌道轉換至 888 公里高之任務軌道。軌道維護在九年內僅五次軌道調整，誤差由 9.5%降至 0.5%。福衛二號軌道控制能力之提升，奠定了福衛三號星系部署之基礎。

高空大氣閃電影像儀(ISUAL)為世界首次以衛星觀測高空大氣閃電(紅色精靈)的實驗計畫，可觀測到全球的向上閃電現象，所觀測的資料經分析與研究，應用於大氣與電離層/磁層耦合等物理機制探討。

計畫一開始即根據使用者需求，進行完整之任務分析與取像模擬(Wu and Lee, 2001)。福衛二號是

每日再訪衛星，藉由每日連續取像的獨特功能可監測地表動態變化。一般衛星再訪週期是兩三天以上，對於特定地點最多只能兩三天取像一次。但福衛二號是「班星」，就像班機、班車一樣，每天一班約當地時間上午十點左右通過上空。因此，福衛二號較其他衛星能獲取清晰影像的機率是兩三倍以上。每日再訪簡化操作、排程、處理，以致衛星可以對使用者之緊急取像申請快速反應。

### 3. IPS 研發

福衛一號升空後，太空中心以及科學團隊在海洋水色照相儀之遙測資料處理上，已累積了一定的技術能量與操作經驗。再者考慮到福衛二號遙測影像處理系統中有許多和衛星系統直接相關之技術。因此，奉國科會核定，影像處理系統決定以自主研發的方式進行。為縮短發展時程及降低發展風險，資料擷取次系統由國外廠商參與建置。資料管理次系統在考量國內資訊產業之能量以及技術升

級之機會等因素，引進國內資訊人力參與建置。其餘關鍵性之技術，諸如幅射修正、幾何修正、影像品質分析等工作之資料處理次系統，和負責衛星拍照工作之規劃與時程排定之取像排程次系統兩次系統，以及全系統之整合測試等工作則由太空中心自行研發。

#### 3.1 影像處理系統與操作

福衛二號影像處理系統(Image Processing System, IPS)最早分成四個單元：取像排程次系統(PSS)、資料擷取次系統(DIS)、資料處理次系統(DPS)、資料管理次系統(DMS)。太空中心負責系統整合及 PSS 與 DPS 兩個次系統的開發。DMS 次系統經國內公開招標後，由大同世界科技公司(TSTI)得標。DIS 因考慮時程因素，向國際衛星公司招標，由法商 S&DE(原名 MS&I)公司得標承包。IPS 系統架構如圖 2 所示(Wu et al., 2003)。

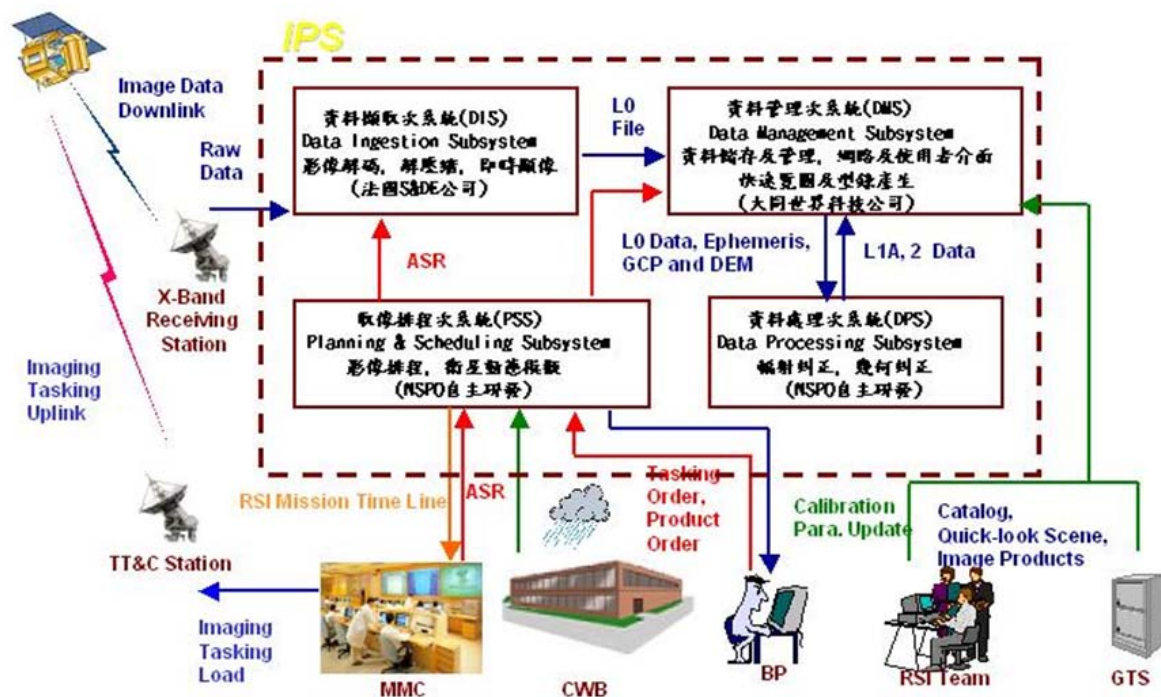


圖 2 影像處理系統(Image Processing System, IPS)架構

IPS 四個次系統簡介如下。一、取像排程次系統(Planning and Scheduling Subsystem, PSS)主要功能係依據排程訂單，產生取像操作參數，再經由地面站轉成指令上傳至衛星(Hwang and Chen, 2004)。二、資料擷取次系統(Data Ingestion Subsystem, DIS)主要功能係進行即時衛星影像接收工作，將訊號還原為原始衛星影像資料(Level 0)，以供後續影像處理使用。三、資料處理次系統(Data Processing Subsystem, DPS)主要功能係為影像資料運算與處理單元，將原始衛星影像進行輻射修正與幾何修正運算，並依處理需求區分為等級 Level 1A 與 Level 2 兩種標準產品(Chang *et al.*, 2004; Chang *et al.*, 2005)。四、資料管理次系統(Data Management Subsystem)主要功能係為管理 IPS 系統內所有資訊與資料的儲存與流動，並提供衛星影像查詢、快覽、下單與產品包裝等功能，為 IPS 系統中管理資料流程的重要次系統(Wu and Chen, 2004; Liu *et al.*, 2004)。

影像品質次系統(Image Quality Subsystem, IQS)主要功能為 RSI 地面校正、空中驗證、影像品質檢驗，早期工作由其他部門支援，一直到 2003 年才正式成立次系統納入 IPS 裡(Wu *et al.*, 2004; Hsu *et al.*, 2009)。

福衛二號影像處理系統研發團隊於 2001 年成軍，由國家太空中心及大同世界科技公司共約二十人組成，在短短三年內完成國內首套高解度衛星影像處理系統研發，並在 2004 年衛星發射後陸續完成三套國內終端站及一套國外終端站建置。IPS 由五個次系統組合而成，C/C++程式超過十萬行。

IPS 幾個重要的系統性能指標如下表 1 所示。

表 1 IPS 系統性能指標

| 項目 | 性能             | 指標        |
|----|----------------|-----------|
| 1  | 一天取像排程計算時間     | 8 min     |
| 2  | 每次下傳影像擷取時間     | 16 min    |
| 3  | 每次下傳影像幅數       | 75 Scenes |
| 4  | 每次下傳影像 L0 處理時間 | 60 min    |
| 5  | 每幅影像 L1A 處理時間  | 5 min     |
| 6  | 每幅影像 L2 處理時間   | 5 min     |
| 7  | 每幅影像正射處理時間     | 10 min    |
| 8  | L2 影像幾何精度      | 400 m     |

另一方面，國內外使用者對福衛二號影像之幾何準確度亦提供獨立驗證，透過地面控制點(Ground Control Points, GCP)及最小二乘配置法(Least Squares Collocation)修正後，正射影像誤差在 4 m (Chen *et al.*, 2006; Toutin, 2006)。

系統操作主要有六個程序，簡介如下。一、使用者通知目標區域(Area of Interest, AOI)，排程人員換算成點位(Target)。二、取像排程計算衛星取像之開始時間、持續時間、姿態角、訊號增益值、轉動時間。三、任務排程安排衛星軌道上運作指令、地面聯絡設定、插入取像排程及科學觀測排程。四、衛星依照指令工作，經過台灣站(中壢站、台南站)時接收指令並下傳健康狀態資料，經過台灣站(新竹站、中大站)、瑞典基努納站(Kiruna)、挪威斯瓦巴站(Svalbard)時下傳影像。五、影像訊號由天線接收，經過解碼、對齊、解壓縮，變成原始影像。再經過輻射修正變成一階產品(Level-1A Product)，經過衛星軌道、姿態、相機準直校正參數、地球自轉模式、地球表面模式等幾何修正後得到二階產品(Level-2 Product)。六、透過網路將產品遞交使用者。若目標區域影像有雲、不清晰、地理位置不對，取像過程便重來，直到使用者滿意才結束。

IPS 對每次取像從取像申請至產品遞交，正常操作約需 12~30 小時。其中包括下單、排程、取像、擷取、處理、分送每個程序約兩小時，端視是否錯過當天衛星取像時間而定，影像有雲也要再等一天重照。緊急事件取像，可對特定地點優先處理，平均每個程序需一小時，全程可縮短至 6~27 小時。

## 3.2 IPS 研發過程

IPS 研發過程在衛星發射前為系統發展，發射後透過系統操作與衛星操作更進一步提升系統性能與人員素質。重大事件取像過程可反映系統問題，建立作業流程，演練團隊協作，因此亦視作研發過程不可或缺的一環。IPS 研發九年來活動不勝枚舉，重要的里程碑如表 2 所示。

表 2 IPS 研發里程碑

| 日期            | 里程碑                                 |
|---------------|-------------------------------------|
| 2000.12.14    | PSS Kick-Off                        |
| 2001.4.2      | IPS Kick-Off                        |
| 2001.9.5      | Prototype Demo                      |
| 2001.11.9     | System Design Review (SDR)          |
| 2001.12.27-28 | Preliminary Design Review (PDR)     |
| 2002.4.24     | Critical Design Review (CDR)        |
| 2002.10.2     | Delta Critical Design Review (ΔCDR) |
| 2003.6.12     | 研發成果發表會                             |
| 2003.11.19    | IQS Kick-Off                        |
| 2003.12.30    | 任務備便展示                              |
| 2004.2.5      | 澎湖校正場完成                             |
| 2004.5.21     | 福二發射成功                              |
| 2004.6.2      | 任務軌道完成                              |
| 2004.6.4      | 第一張影像(新竹南寮漁港)                       |
| 2004.6.5      | 第一張 Pan-Sharpening 影像(烏日高鐵站)        |
| 2004.7.4      | 敏督利颱風(7/2)取像                        |
| 2004.8.16     | 福二取像地理限制解除                          |
| 2004.8.30     | KSAT/Kiruna 勘查                      |
| 2004.12.28    | 南亞強震海嘯(12/26)取像                     |
| 2005.2.13     | 瑞太八號失蹤船取像                           |
| 2005.3.21     | Image Trembling 解決                  |
| 2005.4.13     | Kiruna Download 測試                  |
| 2005.7.13     | 台灣四長條取像測試                           |
| 2005.8.31     | Hurricane Katrina (8/29)取像          |
| 2005.10.9     | Pakistan Earthquake (10/8)取像        |
| 2006.3.24     | Polar Region 取像                     |
| 2006.7.4      | Dortmund 夜間取像測試                     |
| 2006.8.3      | IPS Final Review (FR)               |
| 2006.10.6     | Amundsen-Scott 南極站「極限取像」            |
| 2006.12.25    | 吉尼號漏油(12/24)「緊急取像」                  |
| 2007.2.3      | 全台五條帶「廣域取像」                         |
| 2007.2.8      | 國際太空站「動態取像」                         |
| 2008.3.8      | 威爾金斯冰架崩解(2/28)取像                    |
| 2008.5.14     | 汶川強震(5/12)取像                        |
| 2009.5.28     | Honduras Earthquake (5/28)當天立即取像    |
| 2009.8.11     | 莫拉克颱風(8/8)取像                        |
| 2010.4.29     | 加入 Sentinel Asia                    |
| 2010.5.25     | 開始提供使用者快覽圖 KMZ 檔                    |
| 2010.7.23     | GISTDA 合作                           |
| 2011.1.10     | 福二正射影像標準發布                          |
| 2011.3.12     | 日本強震海嘯(3/11)取像                      |
| 2011.3.31     | 與慈濟基金會簽署國外災區衛星影像支援合作備忘錄             |
| 2012.11.20    | 台灣正射影像處理                            |
| 2013.4.22     | 蘆山地震(4/20)取像                        |

IPS 近年發展值得一提的有下列三點。一、從 2010 年開始福衛二號影像快覽圖或產品可以做成 KMZ 檔，影像便可在 GoogleEarth 上顯示(曾怡華

及黃淪瑄，2010)。此不僅賦予影像所有像素的座標，亦可立即進行事件前後地貌比較。安裝 GoogleEarth 6.2 APP，使用者甚至可以用智慧型手機查看衛星影像。二、從 2010 年起與泰國 GISTDA 合作 FORMOSAT-2 與 THEOS 聯合立體取像(周士傑等，2012)。三、2012 年利用參考影像分塊對位法平行處理台灣正射影像(Chang *et al.*, 2012)。

### 3.3 IPS 研發心得

GoogleEarth 在 2005 年問世，使得衛星影像可以很方便在網路取得，然而福衛二號偵測變化的優勢一點也不受影響。影像處理系統自力發展，可依據任務需要隨時更改，以致衛星可對動態目標、大區域、南北極取像。幾次世界大型災害福衛二號都以第一時間取像，提供衛星影像支援救災。福衛五號計畫在建立衛星本體與遙測酬載之自主技術能力，接續福衛二號任務。提供更高解析度之彩色影像，以及沿經線或海岸線之取像能力。

IPS 研發心得除了影像處理技術精益求精，取像排程充分發揮衛星性能，開拓衛星影像國內外營運外，亦增進對衛星設計與操控之了解，包括姿態之控制、抖動、最佳化，RSI 之測試、校正、操作，甚至促成福衛五號 RSI 國內自製。另外，由於 IPS 直接面對使用者，以致對國內外使用者需求掌握非常清楚，此對未來衛星任務規劃與國際營運助益甚大。

## 4. IPS 應用

福衛二號影像一般應用在生態保育、自然災害、土地利用、環境監測、礦物開發、都市規劃、世界遺產、農作物監測，另外也支援國安、外交。國計民生應用包括颱風、地震、土石流、火山、礦坑、港口、機場、戰爭、水質、污染、冰川、氣候變遷、搜救、海洋等。

### 4.1 福衛二號遙測任務成果

福衛二號九年來照相面積已經超過 25,000 個台灣，約全球陸地總面積 6 倍。福衛二號每天所拍

攝的面積約為 8 個台灣的大小，台灣面積約佔地球陸地的四千分之一，也就是福衛二號 500 天就可拍攝全球陸地。由於衛星每天通過 14 個條帶的邊緣拍攝解析度較差，有些地方人煙罕至，再者有些重大災害地點必須連續或重複拍攝，因此福衛二號取像至今尚未涵蓋全球。

根據地圖檔，將每一塊陸地邊界的內點算出來。對每一個陸地內點，檢驗是否落入一個取像區域。若成立，則為已照點。最後積分已照點所對應的面積，便得到福二自年發射後九年來已照陸地約佔全球陸地 47%，如圖 3 所示(Wu *et al.*, 2012)。

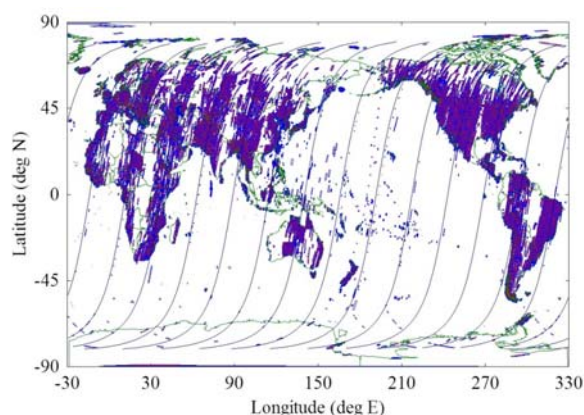


圖 3 福衛二號從 2004 年至 2013 年所拍攝過的區域，其中藍色長條形表示取像區域，紅色點表示已取像陸地點，圖中並畫出 14 條地面軌跡。積分已取像陸地點得到九年來所拍攝過的陸地約佔全球陸地 47%

福衛二號每季可拍攝到清晰的全國影像，滿足救災、環保、教育、外交、國土規劃、農林漁牧等國計民生各層面之需求。圖為福衛二號 2010 年所拍攝台灣多幅清晰影像進行融合、正射、拼接、色彩平衡等處理，得到一幅近乎無雲的台灣本島及外島(澎湖、綠島、蘭嶼、龜山島)衛星影像。2010 年全台影像如圖 4 所示。

## 4.2 重大事件取像

2004 年福衛二號發射後，五年來福衛二號對於平均每月發生一次之國際大型災害事件，幾乎每次都以第一時間拍攝到影像。以下列出代表性成果，也反映福衛二號九年來所拍攝的影像在國內外

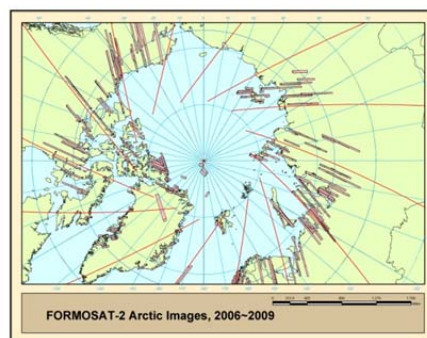
造成衝擊的幾個事件(苗君易等，2009)。



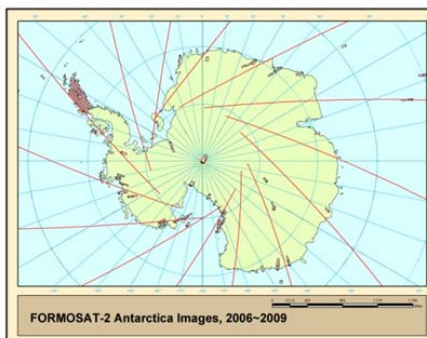
圖 4 全台影像，2010 年

### 極區取像

國際極區年(International Polar Year, IPY)於 2007~2008 年展開，福衛二號亦從 2006 年春天到 2009 年春天為時三年對極區取像。北極地區有 141 個取像點位，包括美國阿拉斯加、加拿大北部、丹麥格陵蘭、俄國北部等。南極地區有 42 個取像點位，包括南極科學站、冰架、冰川、冰川出海口等。影像主要支援國際合作計畫，南北極地區取像圖如圖 5 所示。



(a)北極地區取像圖



(b)南極地區取像圖

圖 5 福衛二號極區取像圖(a、b)

### 2004 南亞海嘯

南亞海嘯發生於 2004 年 12 月 26 日，造成重大傷亡，但衛星於 12 月 25 日發生第四次異常 (Automatic Reconfiguration Order, ARO)。操作團隊快速採取行動，衛星於 12 月 27 日恢復正常，並於 12 月 28 日開始對印尼、泰國等災區取景。圖 6 為印尼班達亞齊(Banda Aceh) 2004 年 12 月 28 日的影像，此為海嘯最嚴重災區全世界第一張衛星影像 (Liu *et al.*, 2007)。福衛二號於災後一個月內之取景範圍包括泰國西岸、印尼蘇門答臘、印度東岸、斯里蘭卡、安達曼尼科巴群島等地，透過外交管道及研究單位免費下載影像，及時提供災後搜救參考。

### 2005 卡翠那颶風

卡翠那颶風(Hurricane Katrina)發生於 2005 年 8 月 29 日，圖 7 所示的福衛二號影像已不是災後

第一時間影像，但卻是 2005 年 9 月 2 日、3 日、4 日三天連續影像。影像中可看出暗色部分為紐奧良淹水區域，煙霧顯示火災。第一天發生一個火災，第二天有兩個火災，第三天火燄熄滅，淹水也稍退。

### 2006 吉尼號漏油

馬爾他籍吉尼號貨輪 2006 年 12 月 24 日清晨在蘇澳港南端，船艙破裂漏油上百噸。太空中心當日在新聞報導後，隨即展開緊急取景排程，於事件發生後第一時間 12 月 25 日上午，福衛二號順利照得台灣東岸影像，見圖 8。吉尼號漏油事件發生後，包括環保單位、地方政府、軍方、學界、民間團體等各界分別由陸地、海面、海底、空中全面監測，福衛二號也從太空加入調查行列，創下台灣第一次海域污染求償成功的範例。

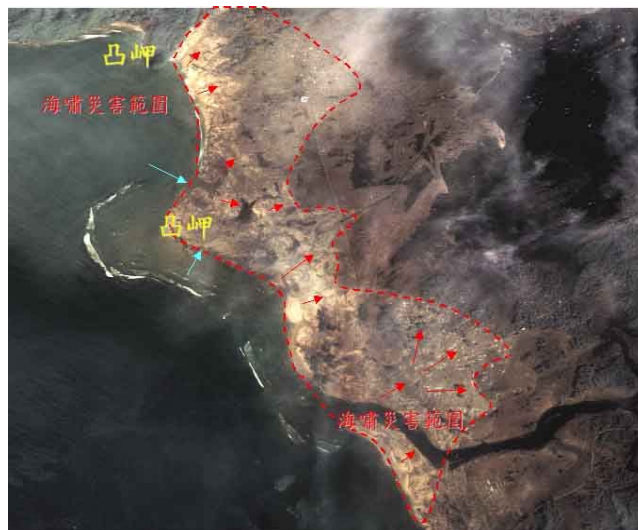


圖 6 南亞海嘯(2004.12.26)福衛二號影像(2004.12.28)



圖 7 卡翠那颶風(2005.8.29)福衛二號影像(2005.9.2/3/4)



圖 8 吉尼號漏油(2006.12.24)福衛二號影像  
(2006.12.25)

#### **2006 阿蒙森-斯科特南極站**

福衛二號於 2006.10.6 拍攝到位於南緯 90 度的阿蒙森-斯科特南極站(Amundsen-Scott South Pole Station)的第一張高解度衛星影像，如圖 9 所示，證明福衛二號是唯一可以每日對全球任何地區取像的遙測衛星(Wu *et al.*, 2007)。



圖 9 阿蒙森-斯科特南極站(Amundsen-Scott South Pole Station)福衛二號影像(2006.10.6)

#### **2007 美國南加州大火**

美國南加州大火發生於 2007 年 10 月 21 日，太空中心與台灣師範大學、美國聖地牙哥州立大學合作立即排程取像。福衛二號 2007.10.24 影像由於拍到火苗，廣為媒體引用，如圖 10 所示。這張影像不只對救災幫助很大，也一直是解說火勢蔓延的經典教材。



圖 10 美國南加州大火(2007.10.21)福衛二號影像  
(2007.10.24)

#### **2008 威爾金斯冰架崩解**

太空中心與成功大學、美國國家冰雪中心合作，利用福衛二號在 2008 年 3 月 8 日拍攝威爾金斯冰架(Wilkins Ice Shelf)崩解，那時剛好是崩解發生之後。南極威爾金斯冰架崩解有來自各種衛星的影像，但只有福二影像可清晰地看到冰架崩塌的碎片，如圖 11 所示。南極威爾金斯冰架崩解為地球暖化的直接證據，因為崩解機制是溫度升高使裂縫溶解而加速斷裂(Scambos *et al.*, 2009)。這張影像的範圍為 10 km x 14 km，其中崩裂的冰塊每一塊都像一個足球場那麼大。

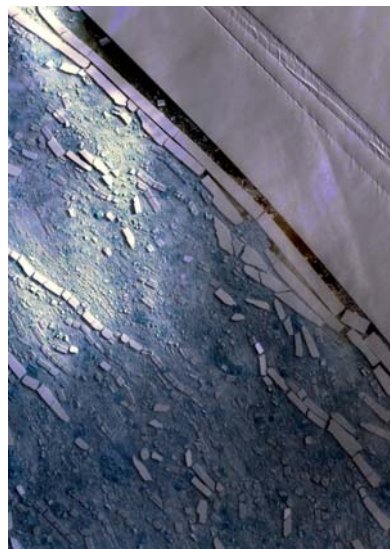


圖 11 威爾金斯冰架崩解(2008.2.28)福衛二號  
影像(2008.3.8)

## 2008 四川強震

四川於 2008 年 5 月 12 日發生規模 7.8 級之強震，造成重大傷亡。福衛二號具有獨特的每日再訪取像能力，且此次主要災區正好在福衛二號第二軌道涵蓋範圍內，太空中心於 5 月 12 日當晚發動福衛二號緊急排程。5 月 13 日雲層遮蔽無法獲得影像，5 月 14 日透過雲隙而成功攝取傷亡慘重的北川縣衛星影像，如圖 12 所示。福衛二號 5 月 14 日之北川縣衛星影像為此次地震後之第一張衛星影像。由於福衛二號曾拍過同地點兩年前之歷史影像，經比對後即可評估災情，因此廣為研究機構與媒體引用。災後一個月之取像範圍主要在監測汶川、北川、都江堰、彭州、青川、徽縣等地之堰塞湖、土石流、水庫等潛在災害(Liou *et al.*, 2010)。由於四川強震災區影像多為福衛二號影像，中國科學院遙感所特地寄來感謝狀。



圖 12 四川強震(2008.5.12)福衛二號影像  
(2008.5.14)

## 莫拉克颱風

莫拉克颱風受災區域遍及台灣各地，因此福衛二號從 2009 年 8 月 10 日至 17 日連續八天以廣域取像的方式，每天拍攝全台五個條帶，涵蓋所有災區。2009.8.13 災區影像清晰，如圖 13 所示。

## 日本強震海嘯

日本仙台外海於台灣時間 2011 年 3 月 11 日 13:46 發生芮氏規模 9.0 大地震，引發高至 40.5 公尺之海嘯。國家太空中心於地震後隨即安排取像，福衛二號以其每日再訪的快速反應能力，於 3 月

12 日早上照到日本岩手縣、宮城縣一帶影像。從福衛二號日本宮城縣彩色影像，可以看到海岸被海嘯吞噬約 5 公里，如圖 14 所示。

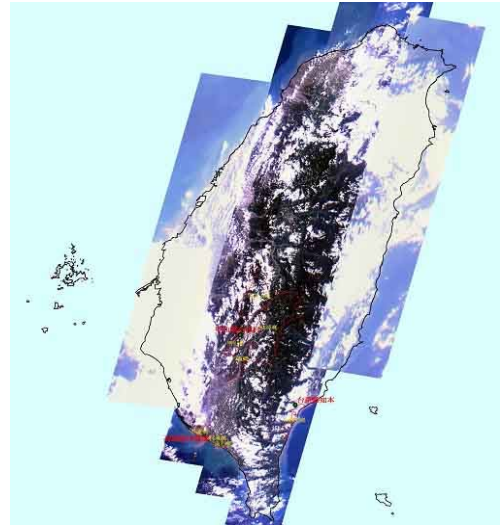


圖 13 莫拉克颱風福衛二號全台五條帶廣域取像，2009.8.13



圖 14 福二影像，日本宮城縣，2011.3.12

## 5. IPS 展望

福衛二號於 2012 年 10 月第三號反應輪異常關機，衛星姿態改由三個反應輪控制。目前各次系統健康狀況良好，影像拍攝及科學實驗均正常執行。三輪之轉動時間比四輪增加約 50%，機動性降低 1/3。此外，這幾年國際上更高解析度的遙測衛星

陸續發射，甚至構成星系達到每日再訪的取像能力，造成福衛二號取像優勢不再，影響國際營運績效。

值此遽變的時代，衛星影像產品的世界趨勢是多星融合影像、立體地貌、動畫顯示等，與 GIS 緊密結合，透過網站快速提供國內外客戶使用。軟體系統與介面採用開放式地球空間協會(Open Geospatial Consortium, OGC)之標準，與國際上地球觀測系統資料互相支援。營運將與產學研界合作，直接提供使用者正射與立體影像。全台影像將定期直接匯入國土資訊系統(National Geographic Information System, NGIS)，未來當天接收之影像一般民眾並可透過智慧型手機直接下載瀏覽。

PSS 取像通知須不拘形式，包括地名、經緯、網站輸入、Email、電話、報導、研判等。然後根據地面軌跡、經線、海岸線、河川、特定曲線等取像目標，計算衛星轉動角速度、轉動時間，從日照條件與氣象預報雲圖設定 Gain Value。視窗顯示須包括提案、快覽、產品、KMZ、規劃、地理資訊、歷史影像等。地圖檔須能在 GoogleEarth、WebMap、或一般 GIS 軟體上顯示。

DIS 之移動視窗顯示(Moving Window Display, MWD)主要在顯示快覽影像，須增加同時顯示地圖與氣象雲圖，並可存成電影檔隨時可倒帶重看。影像擷取可透過軟體做 BitSync、解碼、解壓縮、原始影像。

DPS 利用參考影像平行處理得到正射影像，並貼在數值高程模型(Digital Elevation Model, DEM)上。利用比對參考正射影像或立體對處理等方式產生立體影像。影像產品之地理座標與幾何對位以有理函數模式(Rational Function Model, RFM)表示。進一步發展對位快速演算法應用在頻間對位、影像分析、比對、研判、修補、擴增實境等。

DMS 須加強訂單管理，以網站權限區分一般用戶與專案用戶。地圖功能須具備影像貼圖、GIS、點位、目標區域等資訊。網站可即時聯絡、留言貼圖、附加檔案。

IQS 在衛星發射前完成儀器校準與輻射量測。發射後須實地量測提供輻射校正模式，選取控

制點或參考點做幾何模式，並定期檢驗調變轉換函數(Modulation Transfer Function, MTF)、信噪比(Signal to Noise Ratio, SNR)。產品檢驗須快速估算目標區域雲量及研判產品清晰度。

## 6. 結語

福衛二號升空九年來，IPS 團隊隨著世界脈動快速反應，期能於第一時間拍攝全球變遷衛星影像。今藉航遙測期刊一角簡要回顧國研院太空中心影像處理系統發展過程及共勉未來方向，深恐掛一漏萬有所疏失，尚祈諒解與隨時指正。在此亦要感謝產官學研及國內外各界幾年來對於福衛二號及其影像的大力支持。福衛五號預定於 2015 年發射，IPS 團隊於福衛二號延伸任務與未來福衛五號任務期間，將繼續努力再創佳績。

## 參考文獻

- 苗君易、吳岸明、林新發、陳乃宇、林喆，2009。福衛二號五年任務成果，國研科技季刊第 23 期，pp. 14-20。
- 周士傑、陳伯傳、袁嵐焜、黃碧慧、辜文元、李宗岩，2012。開放式國際標準應用於衛星即時排程管理－以福衛二號為例，2012年台灣地理資訊學會年會暨學術研討會。
- 曾怡華、黃渝瑄，2009。福衛二號快覽圖以 KML 型態福衛二號應用於 Google earth 與 Google maps 報告，NSPO Document IPS-RPT-0027，2010.9.15。
- Chang, L.H., M.F. Chen, and N.Y. Chen, 2004. Measuring Inter-Band Spatial Separation by Using Cross-Correlation Operation, ACRS 2004, Chiangmai, Thailand.
- Chang, L.H., S.C. Wu, H.H. Cheng, N.Y. Chen, 2005. The Removal of Trembling Artifact for FORMOSAT-2, 2005 ISRS, Cheju Do, Korea, 2005/10/12~14.
- Chang, L.H., L.C. Chen, and W.C. Chang, 2012. Integration of THEOS and FORMOSAT-2 Images to Generate Digital Elevation Models, 33rd Asian Conference on Remote Sensing, 26-30 Nov 2012, Pattaya, Thailand.

- Chen, L.C., T.A. Teo, and C.L. Liu, 2006. The Geometrical Comparisons of RSM and RFM for FORMOSAT-2 Satellite Images, *Photogrammetric Engineering & Remote Sensing*, Vol. 72, No. 5, May 2006, pp. 573-579.
- Hsu, K.H., N.Y. Chen, A.M. Wu, 2009. Five Years of On-orbit Radiometric Calibration of FORMOSAT-2 Remote Sensing Instrument, SPIE Conference 2009.
- Hwang, F.T. and H.Y. Chen, 2004. ROCSAT-2 Programming Management and Scheduling, ACRS 2004, Chiangmai, Thailand.
- Liou, Y.A., S.K. Kar, and L.Y. Chang, 2010. Use of high-resolution Formosat-2 satellite images for post-earthquake disaster assessment: A study following 12 May 2008 Wenchuan earthquake, *Int. J. Remote Sensing*, Vol. 31, Iss. 13.
- Liu, C., S.C. Wu, F.T. Hwang, A.M. Wu, H.Y. Chen, 2004. Radiometric & Geometric Calibration of ROCSAT-2 Image, 25th Asian Conference on Remote Sensing, 22-26 Nov 2004, Chiangmai, Thailand.
- Liu, C.C., J.G. Liu, C.W. Lin, A.M. Wu, S.H. Liu, C.L. Shieh, 2007. Image processing of FORMOSAT-2 data for monitoring the South Asia tsunami, *International Journal of Remote Sensing*, Vol. 28, Nos. 13-14, pp.3093-3111.
- Scambos, T., H.A. Fricker, C.C. Liu, J. Bohlander, J. Fastook, A. Sargent, R. Massom, and A.M. Wu, 2009. Ice Shelf Disintegration by Plate Bending and Hydro-fracture: Satellite Observations and Model Results of the 2008 Wilkins Ice Shelf Break-ups, *Earth and Planetary Science Letters*, Vol. 280, pp. 51-60.
- Toutin, T., 2006. Sensor Orientation and Ortho-Rectification of High Resolution Satellite Images: Review and Application with FORMOSAT-2, Map Middle East 2006 conference proceeding.
- Wang, H.C., L.C. Lee, J. Ling, and A.M. Wu, 2000. ROCSAT-2 Remote Sensing Mission, IAF-00-B.1.09, 51st International Astronautical Congress, Rio de Janeiro, Brazil, 2-6 October 2000.
- Wu, A.M., A. Hsiau, C. Liu, T. Chang, H.M. Chang, and G.S. Chang, 1999. Application of Orbit and Attitude Data to Science Data Processing, ROCSAT-1 Science Results Workshop, Taipei, Taiwan.
- Wu, A.M. and Y.Y. Lee, 2001. Geometric Correction of High Resolution Image Using Ground Control points, The 22nd Asian Conference on Remote Sensing, Singapore, pp. 1165-1168, November 5-9, 2001.
- Wu, A.M., F. Wu, C.J. Shieh, 2007. Urgent Image Processing for a Daily Revisit Satellite, IAC-07-B.1.4.07, 58th International Astronautical Congress, 24-28 September 2007, Hyderabad, India.
- Wu, A.M., G.S. Chang, V. Chu, 2012. FORMOSAT-2 Daily Monitoring Around the World, IAC-12-B1.4.9, 63rd International Astronautical Congress, 1-5 October 2012, Naples, Italy.
- Wu, F., A.M. Wu, and C.J. Shieh, 2003. Development of Image Processing System for ROCSAT-2, 5th International Symposium on Reducing the Cost of Spacecraft Ground Segments and Operations, 8-11 July 2003, JPL, Pasadena, California.
- Wu, F. and H.Y. Chen, 2004. ROCSAT-2 Image Product Format Description, 25th Asian Conference on Remote Sensing, 22-26 Nov 2004, Chiangmai, Thailand.
- Wu, S.C., K.Z. Cheng, S.Y. Lee, A.M. Wu, 2004. MTF Estimation for ROCSAT-2 Remote Sensing Instrument, 25th Asian Conference on Remote Sensing, 22-26 Nov 2004, Chiangmai, Thailand.

# FORMOSAT-2 Image Processing System Development and Outlook

An-Ming Wu <sup>1\*</sup>    Guey-Shin Chang <sup>2</sup>

## ABSTRACT

Since launched in May 2004, FORMOSAT-2 is currently the unique high-resolution satellite having capabilities to daily image anywhere worldwide. The image processing system (IPS) was developed indigenously, so that it was helpful for the quick response to emergency events. FORMOSAT-2 has taken the first images and continuously monitoring after large disasters over the world to support the aftermath relief and precaution of secondary disasters, especially for the southern Asia tsunami, the Wilkins Ice Shelf disintegration, the Sichuan earthquake, the typhoon Morakot, and the Japan earthquake.

In this paper we introduce the background, the goal, the system, and the operations of the Image Processing System (IPS), and the imaging activities and applications for the large events for nine years. IPS includes five subsystems: Planning and Scheduling Subsystem (PSS), Data Ingestion Subsystem (DIS), Data Processing Subsystem (DPS), Data Management Subsystem (DMS), and Image Quality Subsystem (IQS). FORMOSAT-5 project is to build the indigenous capabilities of the spacecraft bus and the remote sensing instrument, and to continue the FORMOSAT-2 mission. It will provide the higher resolution images with the capabilities of imaging along the meridian or along the coastline. To meet the requirements and take the challenge, IPS will further utilize the network technology to provide the next-generation image products integrated with GIS.

**Keywords:** FORMOSAT-2, Image Processing System, Remote Sensing Instrument, Daily Revisit Orbit

---

<sup>1</sup> Senior Researcher, National Space Organization, National Applied Research Laboratories

<sup>2</sup> Director General, National Space Organization, National Applied Research Laboratories

\* Corresponding Author, Phone: 886-3-5784208 ext.1033, E-mail: amwu@nspo.narl.org.tw

Received Date: Jul. 05, 2013

Revised Date: Nov. 14, 2013

Accepted Date: Dec. 10, 2013

# 福衛二號排程與災防雲端應用服務

張莉雪<sup>1\*</sup> 陳伯傳<sup>2</sup> 周士傑<sup>3</sup> 陳乃宇<sup>4</sup>

## 摘要

福爾摩沙衛星二號(簡稱福衛二號)於2004年發射,主要任務為獲取遙測影像以支援國內外遙測研發與應用。當災害發生後,於最短時間取得即時衛星影像將有助於災情快速研判提供緊急勘救災所需資訊。依前述考量,國家太空中心近年來除建置分散作業能量外亦發展即時排程雲端系統,依國際公認標準規範進行系統建置以期未來能結合不同衛星支援災情研判所需資料。此外,國家實驗研究院亦積極推動近即時高解析三維環境應用平台與災防平台,整合院內不同中心科技能量發展以台灣為主體之三維地球觀測災防應用平台,透過此平台福衛二號資料可望更有效應用於災防相關作業。

**關鍵詞：**福衛二號、開放式地理資訊系統聯盟、取像排程、災防應用、雲端服務

## 1. 動機與概述

現今社會各層面已廣泛運用衛星遙測影像作為分析瞭解廣大面積土地利用與區域性或全球性環境現況與變遷之重要資料來源。有效提供此等資料予資料需求單位以協助其相關業務推展與決策擬定為衛星遙測資料提供單位之重要課題。建立完善取像規劃策略以有效運用衛星有限資源提供不同使用目的之地表地貌影像資訊,精進影像前處理技術與效率以提升影像資料品質與資料提供效能,運用有效管道以快速提供業務單位相關影像資料等為提升資料提供服務品質重要手段。在不同應用目的中,資料提供時效性對災防相關應用需求而言實為一重要指標。近年來由於自然災害對社會所造成的衝擊與時俱增,故災防應用相關需求於遙測衛星任務操作之重要性亦為人所日益重視(Nirupama *et al.*, 2002)。利用遙測影像可以快速評估諸如水災、地震、土石流或是其他災害所造成的嚴重性與損害衝擊;颱風季節可以用協助規劃海岸低窪地等潛勢災區有效救援路線;協助受害者或是難民避護地點選址作業;於重大災害後則可用以協

助監測重建或復原;發展維護或是更新精確的地圖等降低災害對社會之衝擊等。

為使福衛二號影像資料於重大災害發生時可發揮最大應用價值,國家太空中心已具備完善之災害緊急取像與影像處理機制,在兼顧日常營運作業時亦能隨時機動支援可能發生之緊急取像需求,另考量未來能結合其它國家衛星遙測能量,另行發展開放式國際雲端即時排程服務系統,期能以多星聯盟操作方式共同於國際災情事件中發揮加乘效益。除前述發展作業外,國家太空中心在國家實驗研究院(簡稱國研院)之整合下參與近時即與多尺度地球觀測平台發展作業,以多電腦分散式處理架構縮短標準產品之處理時間,且結合硬體加速方式建置正射影像操作標準程序,以快速提供台灣地區近正射影像並進行網路地圖服務發佈作業。此外,為有效提供台灣地區之影像資料予災防相關單位使用,國家太空中心亦完成台灣災防資料庫與影像查詢系統建置規劃,預期將可提供使用者以透過網頁瀏覽方式查詢及下載相關福衛二號影像產品。

本文以下章節將逐一簡介前述各項發展作業及其必要相關資訊,以供爾後持續發展參考。

<sup>1</sup> 國家實驗研究院國家太空中心 副研究員

<sup>2</sup> 國家實驗研究院國家太空中心 工程師

<sup>3</sup> 國家實驗研究院國家太空中心 助理研究員

<sup>4</sup> 國家實驗研究院國家太空中心 研究員

\*通訊作者, 電話: 03-5784208 ext 1083, E-mail: LHChang@nspo.narl.org.tw

收到日期:民國102年07月03日

修改日期:民國103年01月07日

接受日期:民國103年01月07日

## 2. 福爾摩沙衛星二號

福爾摩沙衛星二號（簡稱福衛二號）於 2004 年 5 月 20 日成功發射，歷經兩個禮拜的軌道轉換進入任務軌道，是我國第一顆完全自主擁有的高解析度遙測衛星，衛星本體裝載有兩個酬載，衛星重要結構示意圖請參考圖 1。在白晝時操作遙測儀 (Remote Sensing Instrument, 簡稱 RSI) 執行遙測任務，其所獲取之資料可廣泛應用於國土規劃、資源探勘、環境保護、防災救災等相關研發與應用。當衛星運行到黑夜地區時則啟動高空大氣閃電影像儀 (Imager of Sprites and Upper Atmospheric Lighting, 簡稱 ISUAL)，進行對高層大氣閃電之自然現象觀測，其結果做為科學實驗研究 (國家太空中心, 2013)。

福衛二號地面系統主要負責福衛二號整體操作任務，包括：發射支援、衛星本體操控、酬載儀

器操控、遙測與科學資料之接收處理與分送等。完整之地面系統包括任務操作中心、S 頻段遙傳追蹤指令站、X 頻段天線系統、影像處理中心及任務操作團隊，每天從遙測任務的規劃與排程開始，到衛星指令的上傳和影像的下載以及處理，皆由國家太空中心自主操作與控制，衛星基本資料及遙測儀重要參數如表 1 所述 (Wu *et al.*, 2004)。

福衛二號位於距地表上空 891 公里高度之太陽同步軌道，每日繞行地球 14 圈，其每日再訪特性使此衛星具備每天會以十分相近之時間與角度觀測同一地區之獨特能力。因此，福衛二號能夠依照任務需求對單一區域進行每日密集拍攝 (Wu and Chang, 2010)。此外，因為福衛二號具備高度及大視角操作之優勢，於取像作業時可於垂直與平行軌道方向進行 45 度以內之視角轉換操作，故福衛二號擁有幾近全球涵蓋的能力。圖 2 顯示目前福衛二號全球涵蓋之範圍。

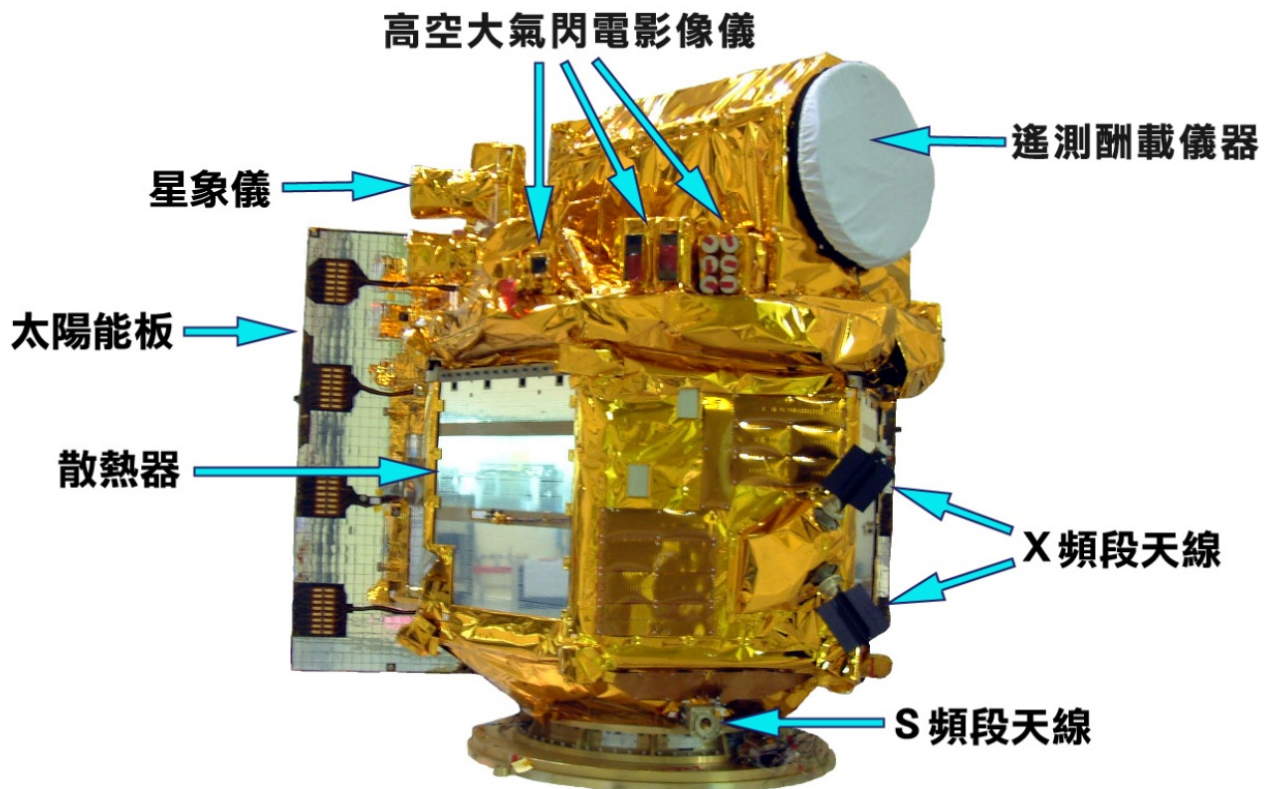


圖 1 福衛二號重要結構示意圖 (國家太空中心, 2013)

表 1 衛星基本資料及遙測儀重要參數

| 特性                              | 參數                                                                                                                                                                                  |
|---------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 總重量 (Total weight)              | 741 公斤 (衛星本體及酬載)                                                                                                                                                                    |
| 形狀尺寸 (Shape and size)           | 六角柱形，高 2.4 公尺，外徑約 1.6 公尺                                                                                                                                                            |
| 指向精度 (Pointing accuracy)        | 0.12 度                                                                                                                                                                              |
| 資料傳輸速率 (Data rate)              | 指令傳輸經 S-band，上傳為 4 kbps，下傳 1.6 Mbps<br>影像傳輸 X-band，下傳為 120 Mbps                                                                                                                     |
| 轉動機動性 (Agility)                 | Roll 方向：10 度/25 秒, 30 度/45 秒<br>Pitch 方向：45 度/60 秒<br>轉動能力：Roll 方向及 Pitch 方向±45 度                                                                                                   |
| 週期 (Period)                     | 繞行地球一週時間約 103 分鐘                                                                                                                                                                    |
| 波譜頻段 (Spectral bands)           | 全色態影像：0.45-0.90 $\mu\text{m}$<br>多光譜影像藍光波段：0.45-0.52 $\mu\text{m}$<br>多光譜影像綠光波段：0.52-0.60 $\mu\text{m}$<br>多光譜影像紅光波段：0.63-0.69 $\mu\text{m}$<br>多光譜影像近紅外光波段：0.76-0.90 $\mu\text{m}$ |
| 像幅寬 (Swath Width)               | 正照 24 公里                                                                                                                                                                            |
| 焦距 (Focal length)               | 2896 mm                                                                                                                                                                             |
| 輻射解析度 (Radiometric resolution)  | 8 位元                                                                                                                                                                                |
| 地面取樣間距 (Ground Sample Distance) | 全色態影像 2 公尺，多光譜影像 8 公尺                                                                                                                                                               |
| 積分時間 (Integration time)         | 全色態影像 0.3086ms，多光譜影像 1.2344ms                                                                                                                                                       |
| 影像壓縮比 (Compression ratio)       | 全色態影像 2.8 及 3.75，多光譜影像 1.7 及 3.75                                                                                                                                                   |

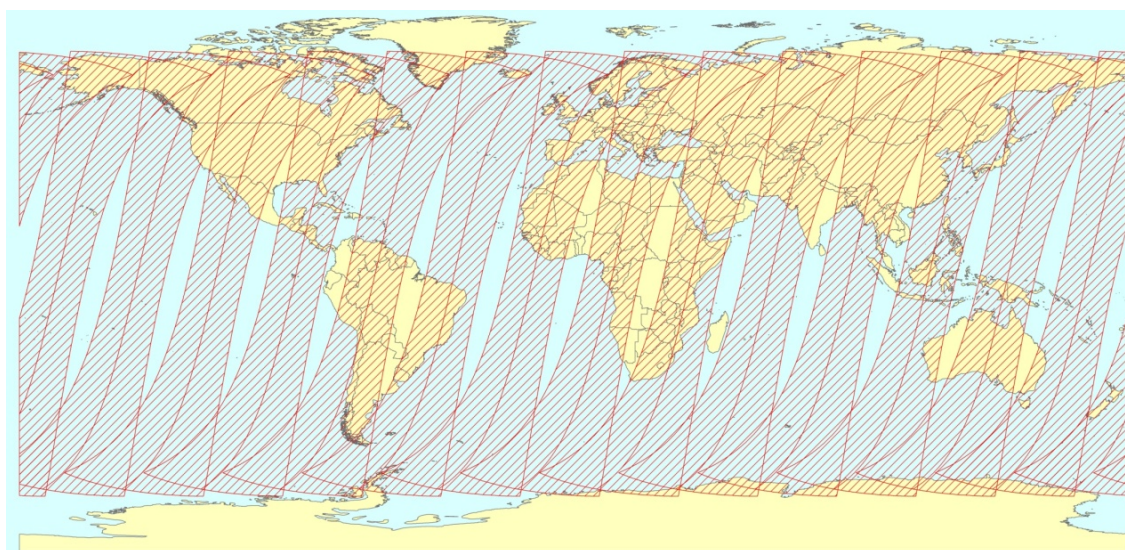


圖 2 福衛二號全球涵蓋示意圖

### 3. 災害緊急取像機制

除因應一般需求所訂定取像程序外，國家太空中心針對緊急取像另行訂定一套標準作業程序，其目的為應付隨時可能發生的緊急取像任務需求，同時亦能兼顧日常營運作業。由於福衛二號性能以及其軌道特性，使其對於全球災害緊急取像有特別顯著之效果，從獲知災害訊息、啟動緊急排程作業到取得第一幅影像通常可在 24 小時之內完成，因此可以即時監測災害對環境所產生之變化。一般而言，當有緊急任務時，國家太空中心即啟動災害緊急取像機制，其標準作業程序包括取像位置與範圍的確定、衛星資源的重新分配、衛星任務排程等。

#### 3.1 取像位置與範圍的確定

國家太空中心長期與守望亞洲 (Sentinel Asia, 2013)、International Charter (Charter, 2013) 及 UNOSAT (UNOSAT, 2013) 等國際組織合作，可於最快時間內確認天然與人為災害發生地點，另外美國地質調查局 (USGS) 旗下組織 Center for Earth Resources Observation and Science (EROS, 2013) 亦在其公開網站上公佈天然災害事件資訊。在取得災害發生確切地理位置及範圍大小後，便可依照這些資訊進行取像排程規劃，確認該地點位於福衛二號取像範圍內後，則可以計算福衛二號基本取像參數，包含取像時間、取像角度、及取像長度等。

#### 3.2 衛星資源的重新分配

一旦決定衛星取像參數後，接著就需更改已決定的排程，其本質便是將已決定的衛星資源依照最新任務的輕重緩急並參照天氣因素做一重新分配。技術上，分配衛星資源最主要考量四個因素。

1. 衛星電力：在太陽同步軌道下人造衛星無法長時間連續對地取像，必須同時考量太陽能板需面對太陽使其保持充電姿態，此謂之電力限制。考量福衛二號影像儀的熱限制，福衛二號可於同一任務軌道進行多次開關機以總消耗電力時間 8 分鐘之限制達成多目標排程之

目的。

2. 衛星姿態轉換：衛星主要透過衛星姿態及任務軌道以達成對軌道沿線某兩個目標地區之取像轉換，因此取像時間的資源的分配須包括衛星在不同姿態之間轉換所需作業時間。
3. 衛星固態記錄器 (Solid State Recorder)：衛星於每一目標地區取像後，將影像資料儲存於衛星固態記錄器上，直到與地面接收站取得接觸以進行資料下載為止。因為影像的儲存有其上限，此亦造成衛星每軌拍攝資料量之限制。
4. 資料接收：以太陽同步低地球軌道衛星而言，衛星通過高緯度的頻率較高，故在高緯度地區設置地面接收站可增加衛星與地面接收站接觸次數。國家太空中心於北極圈的瑞典 Kiruna 建置一套資料接收處理設備，在挪威 Svalbard 建置一套資料接收系統，其處理系統則置於挪威 Tromsø。衛星行經接收站接收範圍內立刻下載資料至地面並釋放固態記錄器容量以充份提升福衛二號每日資料接收量。另外，國家太空中心可遠端操作挪威 Tromsø 之影像處理系統以縮短提供災害影像產品所需時間。圖 3 顯示國家太空中心之接收站，綠色圈範圍為該接收站之接收範圍。

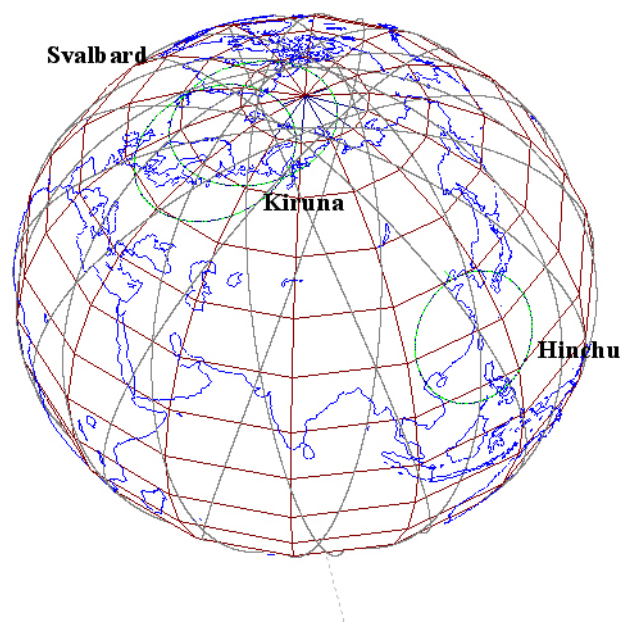


圖 3 福衛二號接收站位置及其接收範圍

### 3.3 衛星任務排程

完成衛星資源分配後國家太空中心任務操作中心即製作衛星取像指令，利用福衛二號通過台灣上空的機會將指令上傳至福衛二號。於緊急取像排程作業中係以台灣地區的 S 頻段遙傳追蹤指令站做為指令傳送地面站中心，其處理時間流程請參考圖 4 (Chen *et al.*, 2011)。若國家太空中心於台北時間中午 12 時整前收到取像需求，對於北美、中美、南美洲、太平洋、日本區域影像資料可於隔天下午 3 點前完成影像標準產品製作，對於東亞、中亞、歐洲大陸、南美部分地區則可於隔兩天上午 11 點前完成影像標準產品製作。

## 4. 開放式國際標準雲端即時排程服務

隨著各國遙測衛星迅速發展，國家太空中心依據開放式地理資訊系統聯盟 (Open Geospatial

Consortium, OGC) 所訂定之 Sensor Planning Service (簡稱 SPS) (OGC, 2007) 標準發展開放式雲端即時排程整合服務平台，當災難事件發生時，影像需求者可以在單一平台上對不同遙測衛星提請拍攝需求，進而達到跨衛星的任務交換，聯合排程相互支援的目的。由於以 OGC SPS 作為系統發展主軸，故此系統具備異質地理資源流通共享與相互操作功能，未來將可應用於遙測衛星星系之聯合操作。

該系統之使用者不需了解各個衛星詳細軌道，便可以根據衛星不同視角範圍，直接框選所需的拍攝之地理區域，系統便會以預定的規範傳送至之不同衛星之排程系統，並獲得可支援之衛星資源 (周士傑等, 2012)。SPS 規範規定了使用者傳遞給服務的格式與服務回傳給使用者的格式。透過這統一的格式，讓該服務可被全世界的人存取使用，SPS 規範所適用的運作範圍如圖 5 所示。

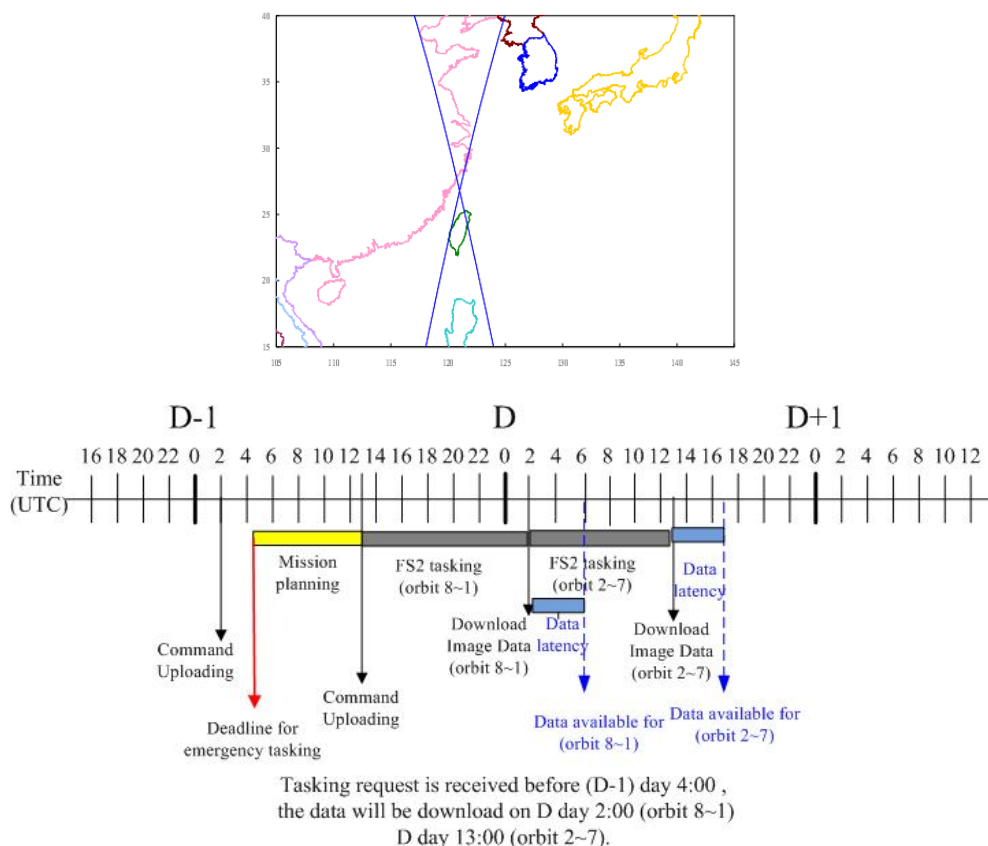


圖 4 福衛二號緊急排程取像作業時間圖 (Chen *et al.*, 2011)

另外，SPS 線上模擬排程功能，可顯示拍攝區域、拍攝時間、拍攝角度、衛星所需轉動時間，如圖 6 所示，使得使用者可以了解衛星資源使用情形。

## 5. 近即時與多尺度地球觀測三維平台

### 5.1 發展地球觀測近即時高解析三維環境應用平台計畫

台灣經常遭遇颱風、洪水、山崩、地震、土石流等天然災害，於災害發生後快速取得高清晰度災區圖像和相關地形與空間數據等，對災害應變與救援決策擬定而言至為重要。莫拉克颱風所導致的八八水災重創南台灣廣大區域並引起全民高度關注，由此事件所獲取經驗亦凸顯多時序影像資料可有效作為從救災決策、災後重建到減災預防等之重

要研判參考基準。有鑑於此，國研院整合國家高速網路與計算中心、國家太空中心、儀器科技研究中心、國家災害防救科技中心、國家地震工程研究中心、及臺灣颱風洪水研究中心等研發機構能量推動「發展地球觀測近即時高解析三維環境應用平台」計畫 (3D GIS Taiwan, 2013)，結合包括遙測等對地觀測方法、資料倉儲、高效能視算展示、格網、與防災等科技，建立一個以台灣為主體之近即時、高解析三維地球觀測防災應用平台 (蔡惠峰等, 2011)，國研院各單位能量整合效益請參考圖 7。

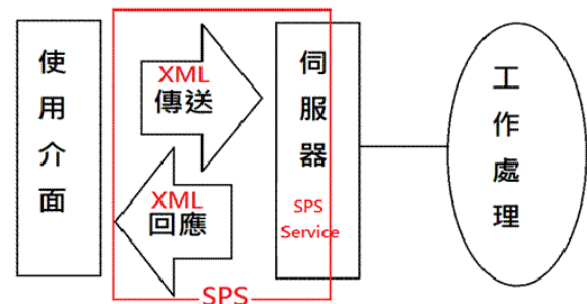


圖 5 SPS 規範適用運作範圍

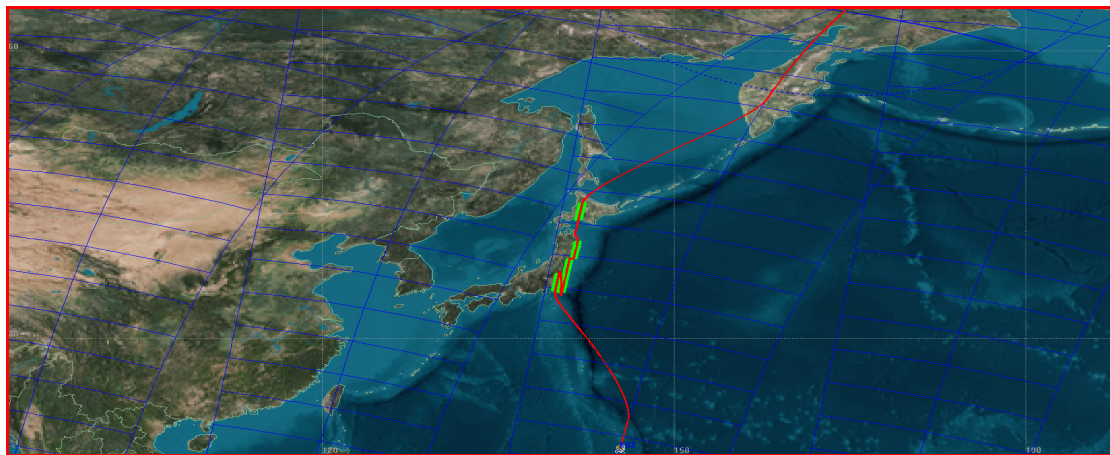


圖 6 SPS 線上模擬排程功能示意圖

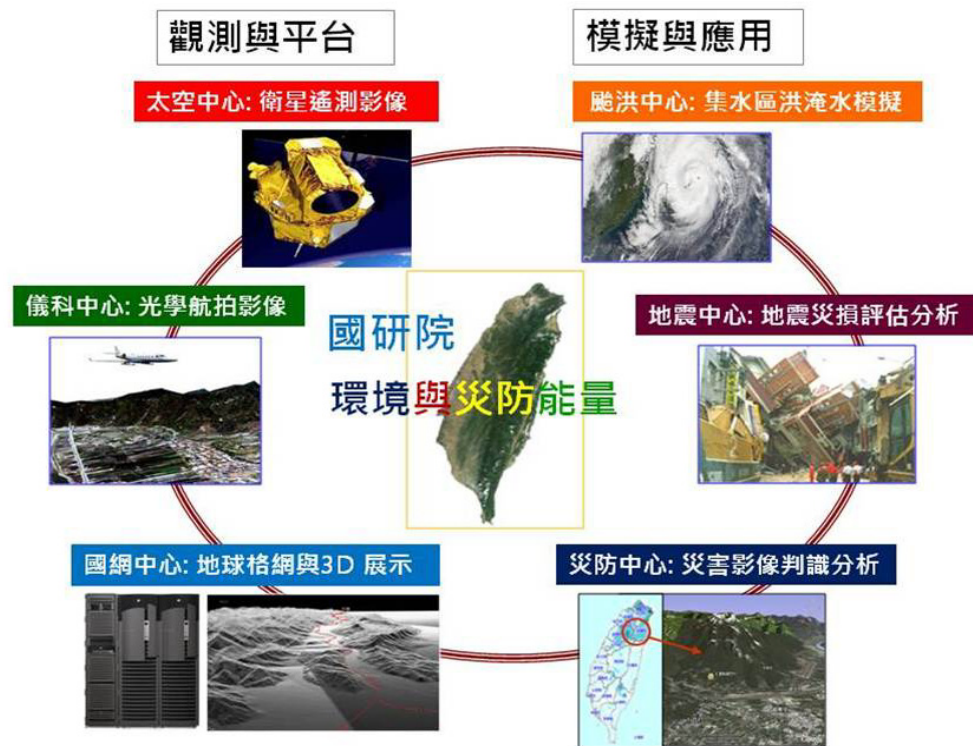


圖 7 國研院環境與災防能量於本計畫之整合綜效 (3D GIS Taiwan, 2013)

圖 7 展示在國研院整合架構中，如何運用各中心主要分工要項達到此計畫之整合綜效，於此整合計畫中國家太空中心主要任務為提供即時衛載遙測影像資料。在日常操作中福衛二號影像處理系統可提供包括 Level 1A 及 Level 2 之標準影像產品，然為與其他即時環境監測網所量測資訊進一步整合，國家太空中心亦另行發展近正射影像產品以利災防應用。如圖 8 所示，在此計畫架構中國家太空中心所完成之 Level1A, Level2 及近正射化影像品將透過網路地圖服務(Web Map Service, WMS)進行發佈作業，所有資料均可整合於此近即時高解析三維環境應用平台進行套疊及快速流通，以縮短災點判識作業時間。

「發展地球觀測近即時高解析三維環境應用平台」計畫所建置之平台將具備完整垂直整合價值鏈連結，以天然災害發生後於最短時間可能獲取災情空間影像為前端目標，建立近即時與近自動化之遙測影像擷取、處理乃至於發佈之整體流程，搭配周遭現有即時環境監測網，以符合開放空間資訊協會 OGC 標準與規範 (Lee and Percivall, 2008; OGC, 2013)做為合作單位間數值觀測資料流通之標準，

除此之外，將結合應用端所建置的防救災基本資料庫，以及災情研判的分析模式和評估結果，可使決策者同時達到快速掌握災害發生狀況與評估災損等加乘效果，此為本研究之後端目標。

## 5.2 近即時影像加速處理系統

為達成近即時提供影像產品目標，加速遙測影像標準產品處理時間為必要研究項目。在考量福衛二號取像特性、台灣災防基本需求、衛星影像處理系統效能提升可行方案及影像資料供應鏈特性後，國家太空中心以如圖 9 所示系統架構完成分散式影像自動化處理系統精進作業，以有效緩解處理台灣三至五條帶取像作業所造成之處理系統超負荷作業現象，達到立即產生 Level 1A 及 Level 2 標準產品，以供防救災作業進行初步災害判識之目的 (Chen et al., 2011)。此系統操作介面如圖 10 所示。由於此系統係用以處理衛星即時下載資料，故不需進行資料庫資料檢索及資料庫更新等一般影像處理系統所需資料庫維護相關作業，故相較於以全功能影像處理系統處理一條帶影像資料所需時間，以此系統同時處理台灣五條帶資料所需時間較短。

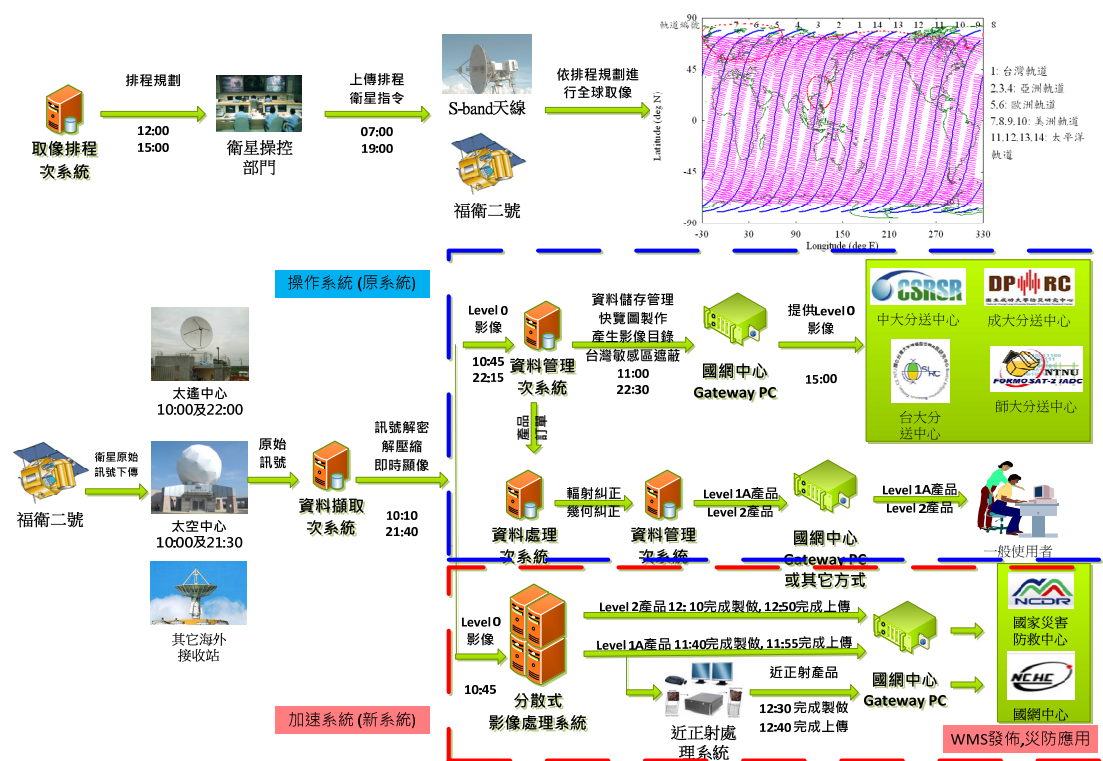


圖 8 影像處理系統架構

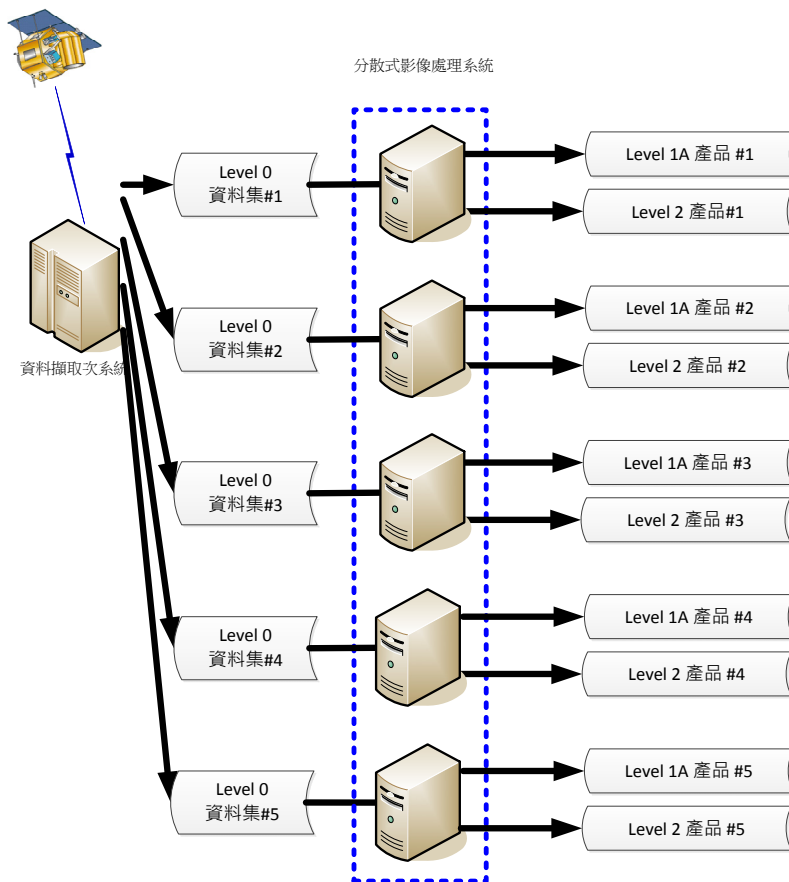


圖 9 分散式影像處理系統 (Chen et al., 2011)

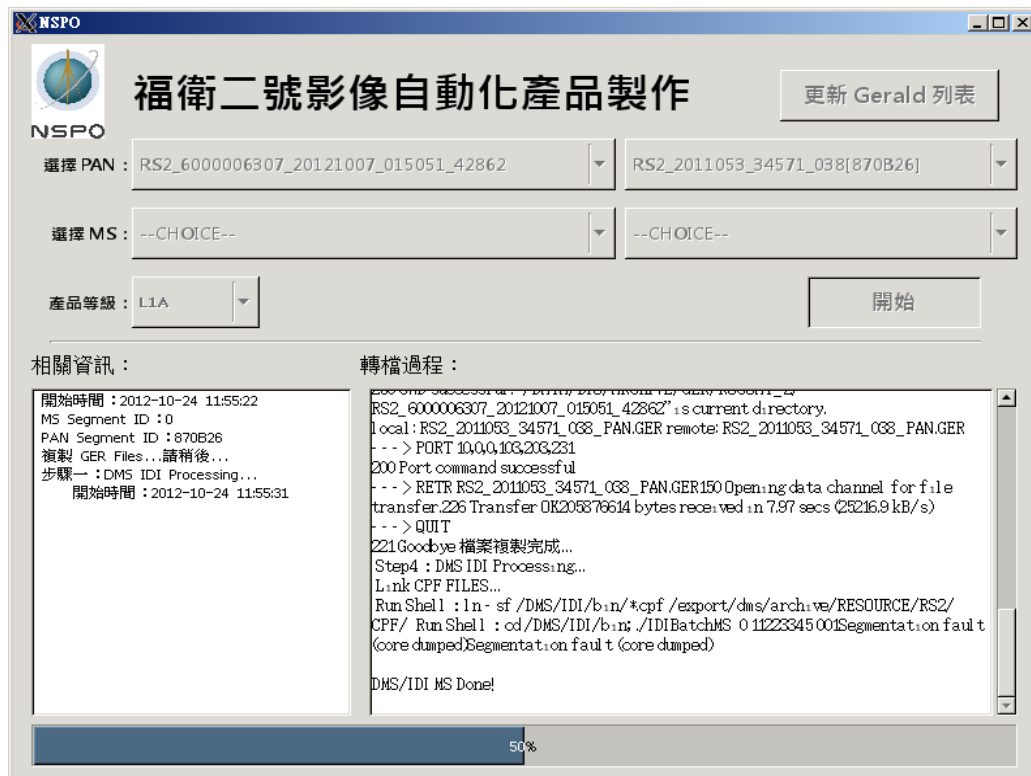


圖 10 自動化處理系統操作介面

### 5.3 Mojave IOPS 近正射影像處理系統

為與其他來源空間資訊進行整合，衛載遙測影像需進行正射化處理，而就災防應用而言，以一般商用遙測影像處理軟體進行影像正射化實不足以滿足災防應用對時效性之高度要求，故研發建置一套快速影像正射處理系統為達成計畫任務目標必要項目。

Mojave IOPS 為美國 Cardio Logic Inc. 公司所研發製造之自動化正射處理軟體，配合硬體加速方式可快速製做正射影像 (Kuo and Don, 2010)。國家太空中心與其合作共同研發福衛二號客製化模組，國家太空中心負責提供福衛二號有理函數參數檔 (DigitalGlobe, 2006) 及 TWD97 坐標系統轉換程式，Cardio Logic Inc. 負責整合既有系統及福衛二號特性，進行軟硬體開發作業，並藉由控制點自動匹配工具解決需人工介入的處理時間，可大幅縮短正射影像產品時間，若控制點匹配可自動完成，則一張 Level 1A 標準圖幅資料可於 1 分鐘內完成近正

射影像製作。考量因雲區或地徵不明顯所導致之控制點匹配錯誤以致需人工進行控制點編輯作業，並同時考量檔案搬移等操作所需作業時間，可於一小時內完成約 20 幅影像之正射產品製作，此產製能量可令國家太空中心於一小時內提供台灣單一條帶正射影像產品予相關單位進行影像應用等作業。

Mojave IOPS 執行過程中所需準備資料有：福衛二號 Level 1A 標準產品，包括 TIFF/GeoTIFF 圖檔與詮釋資料檔、參考地形資料庫及參考正射資料庫等。

1. 輸入影像檔：福衛二號 Level 1A 標準影像檔，Mojave IOPS 可以專案執行之方式同時處理多幅影像。
2. 詮釋資料檔：Mojave IOPS 係依據有理函數建立其像空間與物空間之幾何模型，故除福衛二號標準產品所提供之詮釋資料檔外，亦需由衛星軌道位置、速度、姿態及地面點等資料建置有理函數參數檔。
3. 參考地形資料庫：本研究中採用公開取得 90 米網格之 The Shuttle Radar Topography

Mission (SRTM)資料作為數值地形模型資料，此 SRTM 資料庫主要由美國太空總署 (NASA)和國防部國家測繪局 (NIMA)聯合測量 (CGIAR, 2008)。

4. 參考正射影像資料庫：為正射影像產製程序中所必需之參考影像，由此參考影像做為控制點自動匹配。

Mojave IOPS 系統執行程序示意圖請參考圖 11，由輸入影像檔配合詮釋資料檔及參考地形資料庫可先大致建立像空間與物空間之幾何模型產生初版之正射產品，此產品精度係與衛星本體規格相關，所能達到的精度約與國家太空中心 Level 2 標準產品相近，其絕對幾何精度在 450 公尺以內。再利用互相關函數與參考正射影像資料庫進行比對以完成控制點自動匹配作業，經由控制點資訊調整影像詮釋資料以建立精確幾何模型進而達成正射影像製做。除可針對單張影像完成單張正射產品外，後續還可依據系統設定進行區塊切割及鑲嵌處理。

Mojave IOPS 所產出最終正射影像產品的精度與詮釋資料檔、參考地形資料庫及參考正射影像資料庫高度相關，為充份瞭解本系統所產製之正射影像品質，以國家太空中心建立之福衛二號控制點資料庫查詢系統做為平面位置比較來源，隨機採用 178 個影像控制點進行正射影像精度查核作業，其

成果請參考表 2，整體而言其絕對幾何精度中誤差可控制在 8 公尺之內。

表 2 福衛二號近正射影像精度成果表 (單位：公尺)

| 地形       | 整體    | 平坦地區  | 緩坡地區  |
|----------|-------|-------|-------|
| 點數       | 178   | 82    | 96    |
| x 方向平均誤差 | -1.60 | -0.47 | -2.56 |
| y 方向平均誤差 | -2.22 | -2.44 | -2.04 |
| 較差平均值    | 6.32  | 6.43  | 6.22  |
| 中誤差      | 7.44  | 7.58  | 7.32  |
| 最大值      | 20.22 | 19.19 | 20.22 |

因應用高解析度衛星影像製作數位正射影像之技術已臻成熟，為有效管制並確保福衛二號正射影像之測製成果品質，國家太空中心特訂定正射影像測製規範，其幾何精度請參考表 3。以此規範為參考基準顯示採用近全自動機制所產製之影像產品於絕對幾何精度上尚無法滿足製圖精度需求，但於產製時效上卻可大幅滿足於災後快速提供正射影像提供之需求供後續防災單位進行影像判識作業。國家太空中心將此特定應用目的所產製之正射影像命名為「近正射影像」。

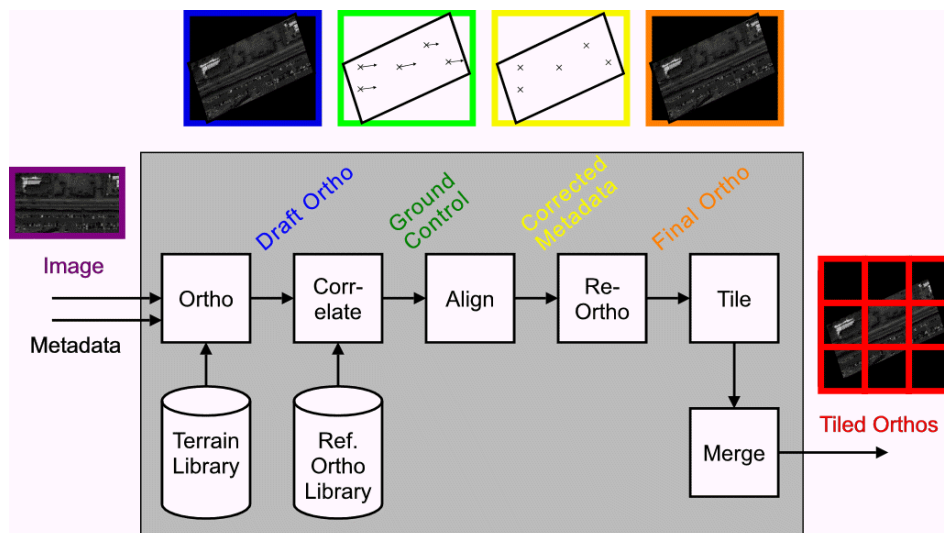


圖 11 Mojave IOPS 近正射影像處理流程 (Kuo and Don, 2010)

表 3 福衛二號正射影像幾何精度規範 (單位：公尺)

| 產品等級   | 平坦地區 |      | 緩坡地區 |      | 陡坡地區 |      |
|--------|------|------|------|------|------|------|
|        | 中誤差  | 最大誤差 | 中誤差  | 最大誤差 | 中誤差  | 最大誤差 |
| 標準正射產品 | 5.0  | 20.0 | 7.5  | 30.0 | 10.0 | 40.0 |

## 5.4 福衛二號影像發佈於災害管理之應用

除提升影像處理效能與影像幾何品質外，以有效管道遞交或發佈影像產品與相關單位亦為本計畫重要發展項目。國家太空中心經影像處理系統精進後已可於資料下傳後 4 小時內提供 Level 1A 及 Level 2 遙測影像產品，此等級之產品已足夠供救災作業的初步災害判識，另可於 Level 1A 影像完成後 1 小時提供單一條帶之近正射影像，此正射化後之影像產品一經完成馬上可以網路地圖服務 (Web Map Service, WMS) 發佈系統發佈，所以資料均可整合在網路地球觀測近即時高解析三維環境應用平台上進行縫合以達快速流通之目的 (蔡惠峰等, 2011)。本研究案成果除可運用於福衛二號遙

測影像外，尚可運用於航拍影像、現照影像、及其它災情相關資料等，各類資料經由「近即時與多尺度地球觀測三維平台」整合，以災害管理應用的角度，支援政府防災決策之架構流程 (林錫慶等, 2011)。

福衛二號影像提供、發佈與判識流程如圖 12 所示，國家太空中心負責提供標準產品及近正射影像產品。由國家高速網路與計算中心負責網路地圖服務，WMS 為國際開放空間資訊協會 OGC 對於地圖查詢的服務，是一種從各種地圖資料的地理資訊中，依用戶需求動態產生對應地圖影像的服務，其地圖影像可透過一般網頁瀏覽器直接顯示於電腦螢幕上的影像覽，圖資料 WMS 發佈後，使用者則可直接透過瀏覽器輸入 URL 方式連結資料庫進行圖資使用，WMS 客戶端即可使用 Gaia, Google Earth, World Wind 等進行影像瀏覽作業。

已建置完成之圖資發佈雲端系統包括圖層影像資料與地形高程資料通報資訊，並整合於前端網路平台上提供災防應用者取得即時資料，同時採用雲端虛擬化技術提昇伺服器資料倉儲效能。目前 WMS 影像發佈服務對象以與防災任務相關之中央災害緊急應變中心與相關部會署為主，並由災防科技中心擬定具體服務對象。WMS 雲端服架結構請參考圖 13。

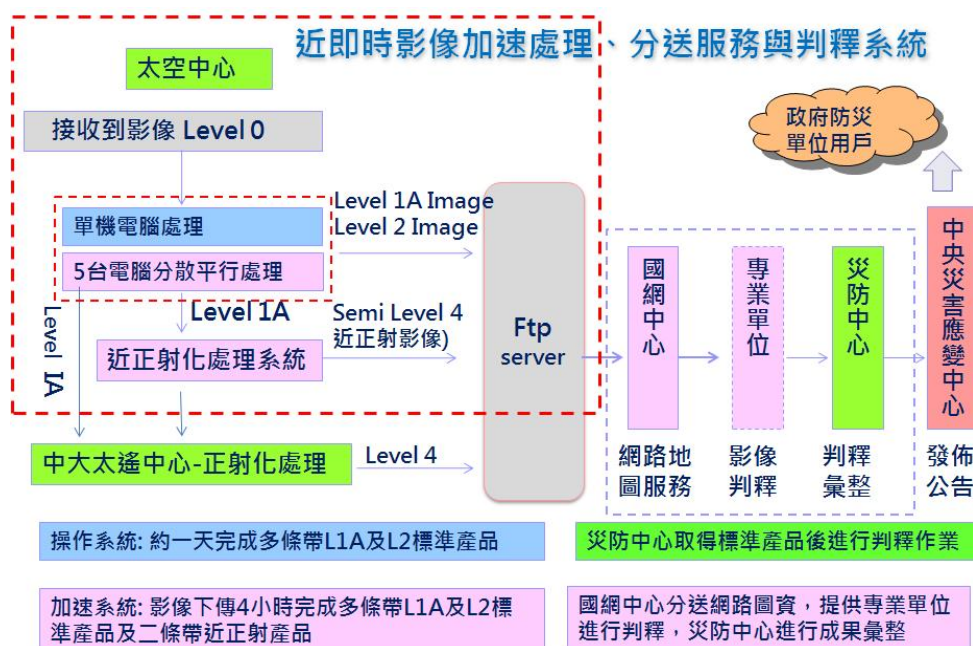


圖 12 近即時影像處理、分送、與判識服務

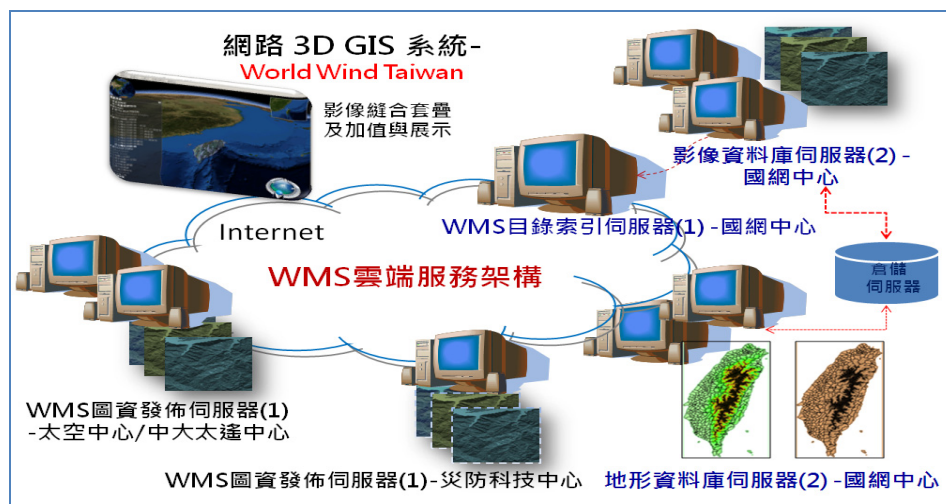


圖 13 WMS 雲端服務架構

## 6. 台灣災防資料庫及影像產品查詢系統建置

福衛二號以 7 條帶取像方式完整涵蓋台灣本島，其取像條帶、取像格點與台灣地理位置示意圖請參考圖 14。平均而言，福衛二號每日會對其中一條帶進行取像作業以提供台灣地區多時段高品質影像資料。發射至今已逾 9 年所累積巨量衛星遙測資料除完整紀錄台灣這些年來地表地貌變遷狀況外，此等資料在包括災防等許多國計民生相關應用上實深具參考與研究價值。為使此等資料被災防相關單位有效運用以進行災前與災後比對研究工作，已完成台灣災防資料庫及產品查詢系統之建置規劃。

台灣災防影像資料庫設計架構請參考圖 15，詳細說明如下：

1. 救災影像任務及擬正射影像產品應包括詮釋資料檔及影像快覽圖，以提供影像匯入程式進行影像建檔作業。
2. 影像匯入程式依據所輸入的詮釋資料及影像進行快覽圖產製作業，所產製完成的快覽圖與詮釋資料匯入至系統資料庫，該資料庫係採用 PostgreSQL 所建置的空間資料庫伺服器，可快速提供圖台系統所需的空間資訊。
3. 依台灣拍攝現況估計每日所需的檔案容量需

求為 30.8Gb，一年共須約 11Tb，為同時考量資料備份的重要性於系統設計上影像影資料將存於磁碟陣列中，且其可用空間須支應一年以上的災害影像需求。

4. 為提升系統可靠度建置定時備份指令碼，透過 PostgreSQL 提供之資料匯出指令，以每周的固定時間將系統資料庫拷貝到備援空間，倘若日後正式系統資料庫發生異常時可藉由啟動備援機制維持系統之運行。

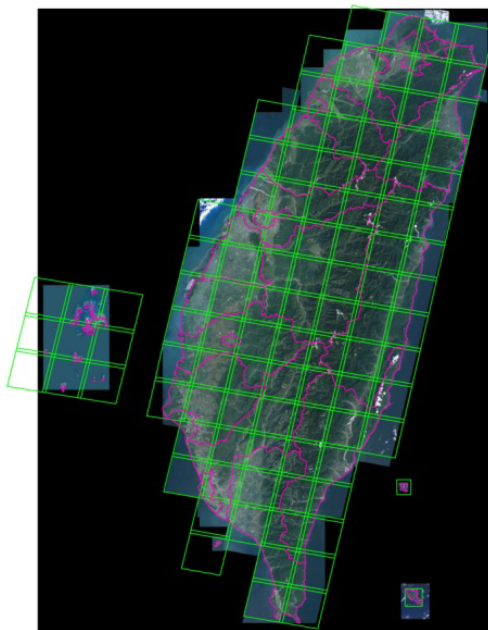


圖 14 福衛二號全台影像與國家太空中心格點系統示意圖

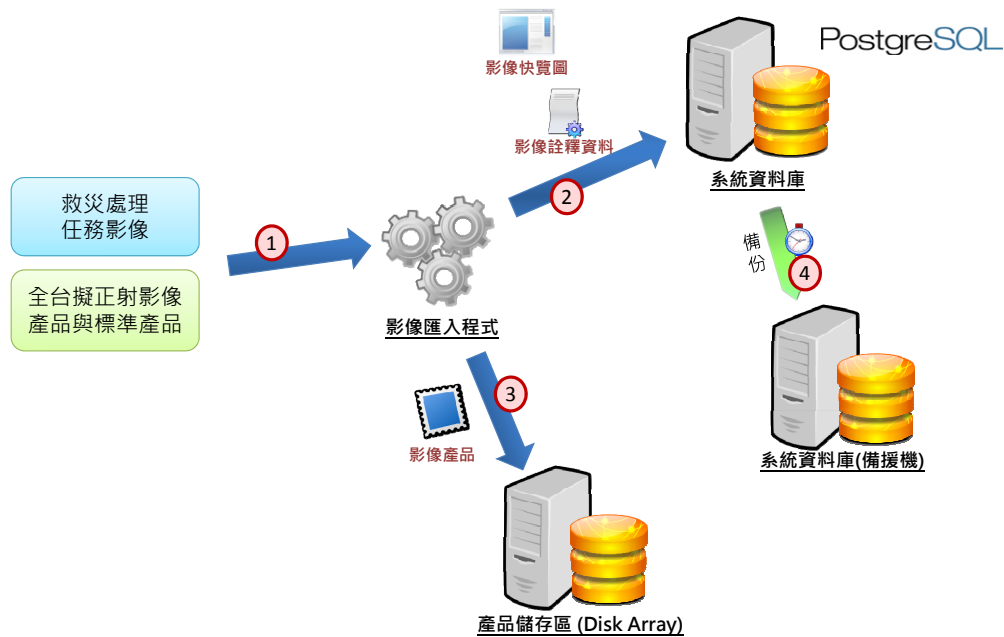


圖 15 台灣災防影像資料庫架構圖

為檢索本資料庫所建置之影像查詢系統，使用者可透過瀏覽器以網頁系統方式查詢福衛二號影像產品。影像查詢系統整體流程由使用者登入系統進行影像查詢觸發後續作業程序，若使用者選擇產品快覽圖下載，系統提供快覽圖之 jpg 檔或 KML 實體檔案，若使用者選擇瀏覽 WMS，系統顯示 WMS 圖形並提供該 WMS URL 字串，若使用者將項目加入購物車可進行產品及正射影像配送作業，系統將呼叫 windows service 將使用者已選擇相關項目打包並配送到目的電腦，整體作業流程如圖 16 所示。

## 7. 結論

福衛二號是台灣第一枚遙測衛星，運轉至今已逾九年，其取像成果已廣為國內外各界所肯定。在此期間內，國家太空中心除維持穩健衛星任務操作業務外，亦持續進行影像處理系統與操作精進作業以滿足國內外應用需求，進而提昇台灣於國際遙測影像市場競爭力。除精進影像處理系統以改善影像產品品質外，因應災防應用之嚴肅需求，另行建置完成近即時衛星雲端排程系統，以空間視覺化方式快速尋找可支援的資源衛星，並期能透過感測器規劃服務規範傳送至可支援該規範之衛星排程系統，以達到縮短災害發生後取得即時衛星影像資料所需時間之目的。

除排程系統雲端化外，提升福衛二號影像處理效能與影像產品遞交速率亦為災防相關應用之迫切需求。國家太空中心已完成分散式影像處理自動化系統與流程，故完成取像作業後，相關影像產品可在最短時間內遞交予災防相關單位使用。此外，輔以硬體加速方式所建置之福衛二號正射影像處理系統具備於一小時內提供單一條帶（約等同 15~20 張標準圖幅影像產品）之正射影像能力，對災防應用而言極具正面意義。

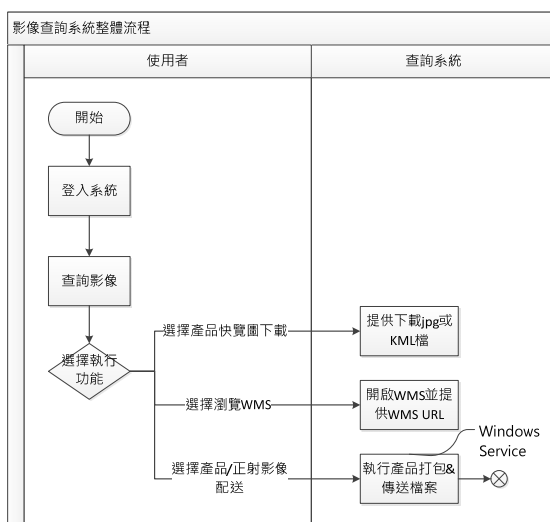


圖 16 影像查詢系統整體流程

而使用開放式地理資訊聯盟國際標準格式進行圖資之發佈與輸出，則可使相關單位能迅速查詢與獲取資料，且其產品將可為多數後端分析應用系統直接使用，進而省卻資料檔案格式轉換所需時間。為擴大服務國內使用者所建置之台灣防災資料庫雲端儲存環境及檢索網站雛形將具備影像目錄查詢與使用者介面、網際網路地理資訊功能，由於此系統之建置以符合國際標準之地理資訊服務規範故具備橫向擴充功能，預期將可符合未來國家太空中心持續增長的衛星影像儲存需求。

因應國際趨勢及社會期許，除持續不斷改善影像提供相關系統與作業流程外，國家太空中心亦與國際組織如 Sentinel Asia、UNOSAT、International Charter 及國內慈濟基金會等合作，提供即時影像資料以協助全球救災及環境變遷等應用與研究，進而提升福衛二號任務有形價值與無形貢獻。

## 參考文獻

- 周士傑，陳伯傳，衷嵐焜，黃碧慧，辜文元，李宗岩，2012。開放式國際標準應用於衛星即時排版管理-以福衛二號為例，2012 台灣地理資訊學會年會暨學術研討會。
- 林錫慶，李正國，周冠州，游輝宏，常若愚，蔡惠峰，顏伸運，張莉雪，陳乃宇，陳伯傳，蘇文瑞，葉家承，施奕良，2011。溝通分享平台於災害管理應用-以遙測影像處理發佈為例，2011 台灣地理資訊學會年會暨學術研討會。
- 國家太空中心，福爾摩沙衛星二號計畫，2013。  
<http://www.nspo.narl.org.tw>，最近查詢：2013-07-03。
- 蔡惠峰，陳伯傳，常若愚，林芳邦，張宏生，孫嘉陽，蘇文瑞，陳銘福，石棟鑫，陳志欣，林錫慶，余憲政，2011。近即時與多尺度地球觀測三維平台在災防應用，自動化科技學會會刊 3D GIS Taiwan，國家實驗研究院，2013，發展地球觀測近時即高解析三維環境應用平台，  
<http://3dgis.colife.org.tw>，最近查詢：2013-07-03
- CGIAR, 2008, SRTM 90m Digital Elevation Data, <http://srtm.csi.cgiar.org/>, 最近查詢：2013-07-03
- Charter, 2013, International Charter: Space and Major Disasters, <http://www.disasterscharter.org/home>, 最近查詢：2013-07-03
- Chen B., L.H. Chang, and S.C. Chou, The FORMOSAT-2 Rapid Response For Emergency Observation, 2011 ACRS Taipei
- DigitalGlobe Inc, 2006, QuickBird Imagery Products: Product Guide
- EROS, 2013, Earth Resource Observation and Science Center, <http://eros.usgs.gov/>, 最近查詢：2013-07-03
- <http://www.unitar.org/unosat/>, 最近查詢：2013-07-03
- Kuo D. and D. Gordon., 2010, Real time Orthorectification by FPGA-based Hardware Acceleration, Proc. SPIE 7830, 78300Y (2010); doi:10.1117/12.86481, Toulouse
- Lee, C. and G. Percivall, Standards-Based Computing Capabilities for Distributed Geospatial Applications, Computer Vol. 41, Issue 11, Pages 50-57, IEEE Computer Society Press, 2008
- Nirupama and S.P. Simonovicet, 2002. Role of Remote Sensing in Disaster Management, ICLR Research Paper Series-No.21.
- OGC, 2007, OpenGIS® Sensor Planning Service Implementation Specification 1.0, <http://esamultimedia.esa.int/multimedia/publications/TM-21/TM-21.pdf>
- OGC, 2013, OGC Standard and Specification, <http://www.opengeospatial.org/standards>, 最近查詢：2013-07-03
- Sentinel Asia, 2013, [http://www.jaxa.jp/article/special/sentinel\\_asia/index\\_e.html](http://www.jaxa.jp/article/special/sentinel_asia/index_e.html), 最近查詢：2013-07-03
- UNOSAT, 2013, UNITAR'S Operational Satellite Applications Program,
- Wu A.M., and G.S. Chang, 2010, Quick Response for Disaster Monitoring from FORMOSAT-2 Satellite, IAC-10-B1.1.6, 61st International Astronautical Congress, 27 September-1 October 2010, Prague, Czech
- Wu A.M., F. Wu, and C.J. Shieh, 2004, "Application of ROCSAT-2 Images in Daily Monitoring", ACRS2004, Thailand

# Cloud Computation Based FORMOSAT-2 Imaging Planning Service for Disaster Application

Li-Hsueh Chang<sup>1\*</sup> Bo Chen<sup>2</sup> Shih-Chieh Chou<sup>3</sup> Nai-Yu Chen<sup>4</sup>

## ABSTRACT

Launched on May 20, 2004, the primary mission objective of FORMOSAT-2 is to acquire remotely sensed data to support domestic and international remote sensing researches for various applications. Providing a major disaster occurred, series of satellite data obtained at the first available time would be helpful for analyzing initial impacts and monitoring the following situations. To provide emergency service for disaster reduction operations, National Space Organization (NSPO) utilized multi-processing techniques to improve the efficiency of its image processing system. Also, a web-based sensor planning service compliant to OGC standard is developed. With which, the data from multiple satellites could be integrated properly to support disaster reduction activities. Aimed at visualization of the integrated data from sensor-web and analysis results from different scientific and application models, National Applied Research Laboratories (NARL) has conducted the development of a 3-D environmental application and disaster reduction platform. With this near real-time high resolution platform, one can visualize information integrated from FORMOSAT-2 and other sources and make a better decision for disaster reduction operations.

**Keywords:** FORMOSAT-2, OGC SPS, disaster reduction application, cloud computation service

<sup>1</sup> Associate Researcher, National Space Organization, National Applied Research Laboratories

<sup>2</sup> Engineer, National Space Organization, National Applied Research Laboratories

<sup>3</sup> Assistant Researcher, National Space Organization, National Applied Research Laboratories

<sup>4</sup> Researcher, National Space Organization, National Applied Research Laboratories

\*Corresponding Author, Phone: 886-3-5784208 ext 1083, E-mail: LHChang@nspo.narl.org.tw

Received Date: Jul. 03, 2013

Revised Date: Jan. 07, 2014

Accepted Date: Jan. 07, 2014



# 福衛五號遙測酬載系統工程經驗

劉小菁<sup>1\*</sup> 曾世平<sup>2</sup> 林喆<sup>3</sup> 張和本<sup>4</sup>

## 摘要

福爾摩沙衛星五號(以下簡稱福衛五號)是我國第一顆完全自主發展的高解析度遙測衛星，福衛五號搭載之主要酬載為一個提供黑白 2 米，彩色 4 米影像的遙測影像儀(Remote Sensing Instrument, RSI)。RSI 之影像感測器採用 CMOS (Complementary Metal Oxide Semiconductor)而非傳統之 CCD(Charge-Coupled Device)，為世界首例商用遙測衛星 CMOS 感測器，在製造與性能上皆面臨很大的挑戰。根據系統工程的基本程序(process)，如需求分配(requirement allocation)，系統分析(system analysis)與驗證(verification)，與福衛五號發展的經驗並融合國內外專家學者經驗，將 RSI 系統工程之必要流程與技術性探討過程記錄下來，是提供系統工程落實於遙測酬載之一實例，亦期能對後續遙測酬載的發展，建立一個足以傳承之依據。本文主要技術性探究部分著重在系統品質參數如對比轉換函數(CTF)、訊噪比(SNR)之探討。

關鍵詞：福衛五號、遙測酬載、系統工程

## 1. 簡介

遙測酬載主要次系統依不同的關鍵技術包含聚焦面組合(FPA)，光學系統設計與精密光學(Optical System Design & Precision Optics)，熱控設計(Thermal Design)，機械與結構材料(Mechanical Metering Structure)，電子單元處理次系統與抗幅射設計(Electrical Unit and Rad Hard Electronics)，福衛五號遙測酬載之功能性系統架構設計如圖 1：

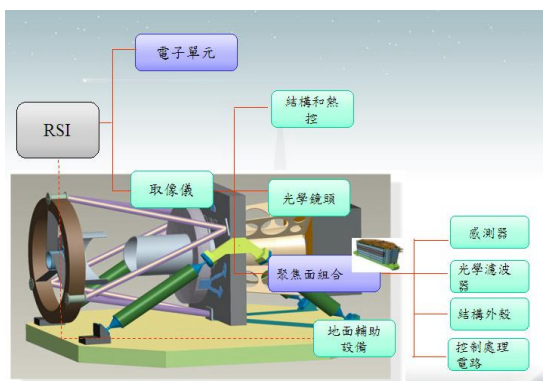


圖 1 福衛五號遙測酬載系統架構

本文主要介紹福衛五號遙測酬載發展過程的系統工程方法與經驗。除簡介外，第二章節為系統工程流程，第三章節分別就光學與感測器之設計過程中所作關鍵參數權衡作概念性描述，第四章節為規格配置於次系統的兩個重要例子，而本文所著重的系統分析於第五章節描述，最後第六章節陳述系統驗證。系統工程之工作若能掌握程序，架構，關鍵驅動因素(driver)，掌握需求展開(flowdown)，快速而嚴謹權衡(trade off)分析，並注重界面，則能推動計畫順利達成目標。

## 2. 系統工程基本流程

系統工程過程中依一定的邏輯程序應用工程與科學工具，因應過程中之活動和決策，將任務的需求轉換成最恰當的系統配置，並透過驗證程序最終達成符合需求之產品（曾世平，2010）。參考 NASA/SP-2007-6105 Rev. 1，美國國家航空及太空總署系統工程手冊，基本的系統工程過程嵌入於系

<sup>1</sup> 國家太空中心系統工程組 正工程師

<sup>2</sup> 國家太空中心五號計畫室 副工程師

<sup>3</sup> 國家太空中心系統工程組 組長、遙測酬載計畫主持人

<sup>4</sup> 國家太空中心福衛五號 主持人

\*通訊作者，電話：03-5784208 ext 1186, E-mail: cynthia@narlabs.org.tw

收到日期：民國 102 年 07 月 29 日

修改日期：民國 102 年 10 月 19 日

接受日期：民國 102 年 12 月 24 日

統工程引擎中如圖 2 所示。福衛五號採用的是略有修改的基本過程之應用。其中上層指的是系統，而下層對應為次系統或元件。

這些基本流程被反覆循環的應用使得系統之初始概念能夠分別(break down)與具體被每個次系統應用於各別產品之實現。相同地，在從各次系統甚或元件組合成最後的系統之過程，系工基本流程亦被反覆的應用直至完整系統組合驗證與遞交。除了設計要求的定義，系統工程建立了每個發展過程

中的控制，以確保最終的軟硬體設計與性能足以滿足系統需求。

福衛五號技術性能參數 ( Technical Performance Measurement, TPM ) 被定義與估計，並由計畫室定期評估，藉由追蹤和控制性能通過 TPM 餘度(margins)監測與預定的餘度要求。系統工程的責任是密切落實計畫之 TPM 和採取有效行動，解決任何潛在的問題。福衛五號相關 TPM，如表 1 所示。

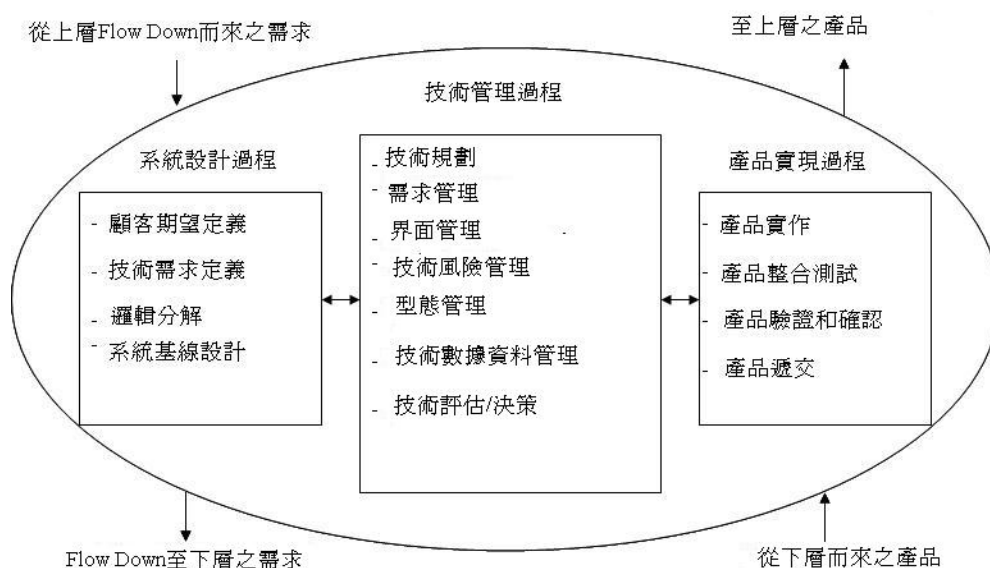


圖 2 系統工程基本流程

表 1 福衛五號技術性能參數追蹤表

| 技術性能參數(Technical Performance) | 需求 (Requirement)                                       | 目前表現(Current Performance)                     |
|-------------------------------|--------------------------------------------------------|-----------------------------------------------|
| 質量餘度(Mass margin )            | $\geq 5\%$                                             | 9.14%                                         |
| 電力餘度(Power margin)            | $\geq 3\%$                                             | 7.78%                                         |
| 指向精確度(Pointing Accuracy)      | $\leq 0.1$ deg in pitch/roll<br>$\leq 0.05$ deg in yaw | $<0.05$ deg                                   |
| X 頻段傳輸裕度(Link Margin)         | $\geq 6$ db                                            | $> 6$ db                                      |
| 機動性(Agility)                  | R&P: $\geq 24$ deg/60 sec<br>Yaw: $\geq 7$ deg/60 sec  | R&P: $>24$ deg/60 sec<br>Yaw: $>7$ deg/60 sec |
| 負載循環使用率(Duty Cycle)           | $\geq 8\%$                                             | $>8\%$                                        |
| RSI系統對比轉換函數(System CTF)       | $\geq 0.1$ (PAN)                                       | $>0.1$                                        |
| RSI 訊噪比(SNR)                  | $\geq 83$ (PAN)<br>$\geq 100$ (B1~B4)                  | $> 83$ (PAN)<br>$> 100$ (B1~B4)               |
| 可靠度(Reliability)              | $\geq 0.6$ EOL as a goal                               | $>0.6$                                        |

### 3. 遙測酬載設計與權衡

在遙測衛星發展之初，遙測酬載根據任務主要需求定義之參數如下表 2：

表 2 遙測酬載任務參數

| 酬載規格                        |                  |     |
|-----------------------------|------------------|-----|
| 軌道                          | 720 Km 太陽同步(SSO) |     |
| 刈幅(SWATH)                   | 24 km @Nadir     |     |
| 取像模式                        | 推掃式(Push-broom)  |     |
| 主鏡大小(SIZE)                  | 45 cm            |     |
| 頻譜範圍<br>(Spectral Coverage) | 0.45 to 900 um   |     |
| 頻段( Bands)數                 | 全色態(Pan)         |     |
|                             | 紅光 (B1)          |     |
|                             | 綠光 (B2)          |     |
|                             | 藍光 (B3)          |     |
|                             | 近紅外 (B4, NIR)    |     |
| 解析度                         | 全色態(PAN)         | 2 m |
|                             | 彩色(MS)           | 4 m |
| 重量                          | 127 kg           |     |
| 功率(Power)                   | 81 W             |     |
| 資料下載率<br>(Data Rate)        | 150Mbps          |     |

由於遙測衛星任務一被確認，其對地解析度(GSD)便確定，在福衛五號是全色態 2 米，而彩色 4 米，對地解析度與軌道高度，光學焦長與感測器像素大小之關係式：

$$\text{Pixel Size/GSD} = f / H \quad (1)$$

軌道高度之選擇取決於再訪頻率，全球含蓋率與軌道穩定度等因素，通常希望在正常操作期間不需做太多的軌道調整，考量上述因素福衛五號軌道選擇 720km 太陽同步軌道，再訪頻率為兩天一次。以下兩個章節分別就光學設計與影像感測器之選取權衡過程做概念性描述。

#### 3.1 光學設計之權衡

當光學設計型態確定為卡塞格林(Cassegrain)方式後，權衡項目主要在主鏡大小，有效焦長與中心遮蔽率(Central Obscuration)。其中主鏡大小，

有效焦長構成光圈數(F-number)，主要決定光學之繞射極限 MTF，並會影響在感測器(sensor)上之入光量。而中心遮蔽率代表次鏡在主鏡上之遮蔽率，要考慮遮筒(baffle)效應，其會降低某些頻率下之 MTF。細節在第五章節系統分析有較詳細公式描述。

主鏡大小除了考量製造技術外，還要考量衛星大小規格，重量限制，與元件價格等，這些均是系統最佳化之考量因素。另外也考量感測器廠商能生產之像素大小，入光量面積對應之訊噪比(SNR)效能等因素，最後權衡出光學設計參數如表 3。

表 3 光學設計參數

|                | 基線設計         |
|----------------|--------------|
| 像素 number      | 12,000       |
| 像素大小 (μm)      | 10           |
| 焦長 (mm)        | 3600         |
| FOV            | 1.91°x 0.35° |
| 主鏡孔徑 (mm)      | 450          |
| F/# (F-number) | 8            |

##### 3.1.1 取像儀之繞射極限

所有的望遠鏡之角分辨率有一個固有的限制，是由於光在望遠鏡的孔徑上產生之繞射效應所引起。當一個連續波成份(component)通過一個望遠鏡的孔徑，這些波成份的疊加導致圖案的建設性和破壞性的干擾。由於鏡頭大小的限制與解析度的極限，決定了光學上之繞射極限(Diffraction Limit)，也定義了望遠鏡所能分辨兩個像點(pixel)間之最小距離如圖 3 所示。

繞射極限公式如(2)：

$$r = 1.22 \lambda f / D \quad (2)$$

其中  $\lambda$  為波長 (wavelength)， $f$  為焦長 (focal length)，而  $D$  為主鏡直徑 (the diameter of aperture)，對福衛五號而言，以全色態為例，在波長為 700 nm 處，其繞射極限約為  $6.832 \mu\text{m}$   
 $D = 45 \text{ cm}$ ,  $f = 3600 \text{ mm}$ ,  $\lambda = (700) \text{ nm}$

由(2) 公式得知分辨半徑  $r \approx 6.832 \mu\text{m}$ ，小於感測器像素大小。

### 3.1.2 空間解析度之比較

為要能在視覺上分辨出不同解析度之影像差異，根據不同解析度與不同規格之對比轉換函數 (CTF)與訊噪比(SNR)之影像模擬，被用於幫助使

用者瞭解福衛五號之取像性能。其 CTF 之模擬主要根據一預先計算之 Table 增加模糊效應，而 SNR 之影像模擬為增加雜訊。圖 4 所示為福衛五號 4 米彩色影像在 CTF 與 SNR 規格下之模擬影像，與福衛二號彩色 8 米影像比較，仍可清楚的分辨解析度增加之效應。

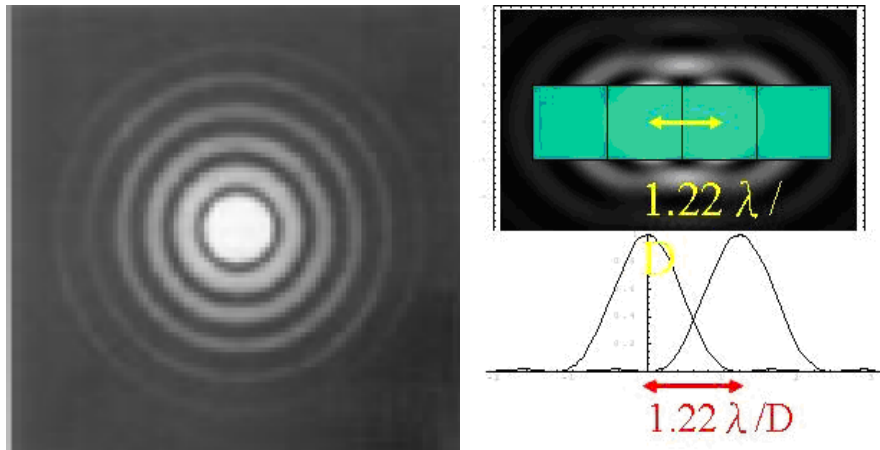


圖 3 繞射極限示意圖



圖 4 福衛五號彩色模擬影像

### 3.2 CMOS 可行性評估

福衛五號遙測酬載含遙測取像儀、聚焦面組合與電子單元等主要元件，其中聚焦面組合的主要零件為影像感測器(Image Sensor)。目前高解析度遙測酬載所使用的影像感測器，仍以電荷耦合元件(Charge Coupled Device, CCD)為主，因其發展較久、技術較成熟。近年來由於應用互補性氧化金屬半導體(CMOS)技術研製的主動式影像感測器(Active Pixel Sensor, APS)，其性能已趨近 CCD，加之耗電只有 CCD 十分之一以下，且能整合多種功能，將電路縮整到一片晶片上，不只空間的縮小，對外的介面更簡化到只需單一電源、單一時脈信號，這些簡化可以使遙測取像儀器的設計簡化，體積、重量、能量等需求都大幅縮小，而且 CMOS 的抗輻射環境能力遠大於 CCD，未來預期 CMOS 影像感測器將有逐步取代傳統 CCD 影像感測器的趨勢(林喆等，2009)。國家實驗研究院於 2007 年即著手與學術界共同投入研發太空級 CMOS 影像感測器，完成地面驗證模組，並經通過各項功能測試。基於國外採購之困難，與考量國內在 IC 產業之能量，於 2009 年由交通大學吳重雨校長召集委員會，對 CMOS 的可行性提供評估意見，並邀請國際學者專家舉行審議會議，專家們對 CMOS 能否達福衛五號規範之系統需求均持肯定意見，委員們一致認同以 CMOS 取代 CCD 成為福衛五號感測器。

由於採用 CMOS 最大的挑戰在高 SNR，相較於 CCD，CMOS 之頻譜響應(Spectral Response)較低，且電路上產生之雜訊(noise)較大，所以 SNR 為評估之重要依據。

#### 3.2.1 SNR Model

評估感測器之 SNR 性能如下所示(Bill Wang, 2009)，其中  $n_e$  為平均輻射光量轉換成感測器入光量之光子數。

$$SNR = \frac{n_e}{\sqrt{n_e + n_{CCD\_rms}^2 + n_{channel}^2 + n_{ADC}^2}} \quad (3)$$

$n_e$  : Number of Electrons Photon

$n_{CCD\_rms}$  : Number of Electrons CCD rms Noise

$n_{channel}$  : Number of Electrons Electronics channel

$n_{ADC}$  : Number of Electrons ADC

#### 3.2.2 時間延遲積分 (Time Delay Integration, TDI) 原理

對於推掃式(push broom)取像方式，解決低 SNR 之方法為 TDI，其原理如圖 5 所示，將同一地物之不同時間影像訊號疊加起來(N 階)，藉由訊號增為 N 倍而雜訊變為  $\sqrt{N}$  倍而達到提高 SNR 效果(Bertram Lohmüller, 2008)。

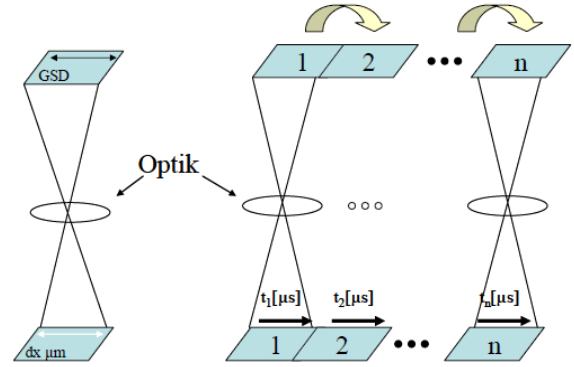


圖 5 TDI 取像原理

優點為在相同的取樣時間內可增加入光量，其增加幅度為階數之平方根：

$$Photon\_SNR_{TDI} = \quad (4)$$

$$Photon\_SNR^* \sqrt{Nr\_TDI\_Steps}$$

## 4. 規格配置

遙測酬載系統規格參數配置主要可分為兩大類，一類是由整個衛星系統需求資源分配至遙測酬載，例如遙測酬載之重量、電力與可靠度等。另一類則與遙測酬載性能有關，例如調變轉換函數(MTF)、SNR 等。MTF 與 CTF 在物理意義上同為表示影像清晰度之參數，在奈奎氏頻率(Nyquist frequency)下有常數倍率關係。以下將舉重量、電力與全色態(PAN) MTF 加以說明規格配置方法。

## 4.1 遙測酬載之重量與電力

衛星之重量與電力皆是珍貴的資源，重量的限制係源自發射載具至預訂軌道之承載能力，電力之限制則取決於衛星電力系統中太陽能板之大小、發電效率，以及對太陽指向性等因數。如何將重量與電力之有限資源適切的配置，取決於系統工程師的經驗、相關資料庫及遙測酬載設計成熟度等因素。以福衛五號為例，遙測酬載所配置之重量與電力分別為 128 公斤與 80 瓦。

## 4.2 遙測酬載性能

除重量與電力外，福衛五號遙測酬載性能中最重要之規格非 MTF 莫屬，如何將此規格參數配置於各分項中，對首顆自主之遙測酬載確實是一大挑戰。表 4 為福衛五號遙測酬載針對全色態 (PAN) MTF 規格之配置，此配置之建立除參考光學系統初步設計及影像感測器之 Fill Factor 資訊，並參考福衛二號遙測酬載系統參數和經驗外，尚需考量從地面至運轉軌道過程中，鏡面結構可能之微變形分析與評估。

## 5. 系統分析

系統分析在系統優化與系統設計權衡中扮演必要的角色，key parameters models 為分析之必備工具，以下詳述影像品質相關兩大指標參數之計算模組(model)。

### 5.1 訊噪比

描述 SNR 規格定義於一定的輻射光強度，如何確認此強度符合實際上的運用，並轉換成感測器上之 irradiance，進而藉由頻譜響應(Spectral Response)轉換成光子數之說明。

#### 5.1.1 參考輻射度，單位： $W/(m^2 \cdot sr \cdot \mu m)$

定義 SNR 大小時，需同時定義入射光強度，比較合理的入射光強度是在軌的平均光強度(mean

radiance)，一般為飽和光強度(Saturation Radiance)之  $1/4 \sim 1/2$  範圍，福衛二號定義為  $1/4$  飽和光強度，福衛五號參考 SPOT5 與福衛二號測試時之經驗，以近  $1/3$  飽和光強度(reference radiance)定義為入射光之強度。福衛五號所採用之參考輻射度與平均輻射度如表 5(多光譜)與表 6(全色)所示。

表 4 PAN MTF 規格之配置

| Pan                    | Allocation                |              |
|------------------------|---------------------------|--------------|
|                        | Reduction Factor/MTF(CTF) |              |
|                        | Across Track              | Along Track  |
| Diffra. MTF            | 0.394                     | 0.394        |
| Tolerance              | 0.777                     | 0.798        |
| <b>Optical MTF</b>     | <b>0.306</b>              | <b>0.315</b> |
| Detector(window)       | 0.81                      | 0.81         |
| SENSOR-Elec            | 0.774                     | 0.774        |
| <b>Detector</b>        | <b>0.627</b>              | <b>0.627</b> |
| Stray Light            | 0.950                     | 0.950        |
| <b>Static MTF</b>      | <b>0.182</b>              | <b>0.187</b> |
| <b>Static CTF</b>      | <b>0.232</b>              | <b>0.239</b> |
| On Orbit Degrade       | 0.760                     | 0.760        |
| Smearing               | 1.000                     | 0.637        |
| Min Stage              | 1.000                     | 1.000        |
| S/C Stability          | 0.895                     | 0.895        |
| TDI Speed Error        | 1.000                     | 0.996        |
| <b>System MTF</b>      | <b>0.124</b>              | <b>0.081</b> |
| <b>System CTF</b>      | <b>0.158</b>              | <b>0.103</b> |
| <b>System CTF Req.</b> | <b>0.100</b>              | <b>0.100</b> |

表 5 多光譜參考輻射度與平均輻射度

| Spectral Band | Rm = Mean Radiance<br>(Reference Radiance) | Rs = Saturation Radiance    |
|---------------|--------------------------------------------|-----------------------------|
|               | W / (m <sup>2</sup> .sr.μm)                | W / (m <sup>2</sup> .sr.μm) |
| B1            | 80(100)                                    | 300                         |
| B2            | 85 (113)                                   | 340                         |
| B3            | 85 (110)                                   | 330                         |
| B4            | 70(93)                                     | 300                         |

表 6 全色態頻段之參考輻射度與平均輻射度

| Wavelength<br>(nm) | Mean Radiance<br>(Reference Radiance)<br>W / (m <sup>2</sup> .sr.μm) | Saturation<br>Radiance<br>W / (m <sup>2</sup> .sr.μm) |
|--------------------|----------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------|
| 450                | 81(107)                                                              | 300                                                   |
| 500                | 84(111)                                                              | 325                                                   |
| 550                | 86(114)                                                              | 335                                                   |
| 600                | 88(117)                                                              | 340                                                   |
| 650                | 89(118)                                                              | 333                                                   |
| 700                | 88(117)                                                              | 330                                                   |

表 8 參考輻照( $R_f \sim 1/3 R_s$ )

| Spectral Band | $R_f = \text{Mean}$<br>irradiance<br><br>W / (m <sup>2</sup> ) | $R_s = \text{Saturation}$<br>irradiance<br><br>W / (m <sup>2</sup> ) |
|---------------|----------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------|
| B1            | 0.0414                                                         | 0.1193                                                               |
| B2            | 0.0455                                                         | 0.1402                                                               |
| B3            | 0.0415                                                         | 0.1239                                                               |
| B4            | 0.0742                                                         | 0.2445                                                               |
| PAN           | 0.1860                                                         | 0.5460                                                               |

### 5.1.2 參考輻照度

輻射光源透過鏡頭至聚焦面組合上並轉換成輻照(Irradiance)，公式如下(蔡和霖，2009)：

$$I = \frac{\pi}{4} \frac{L_e}{F^2 (1 + M_{OPTICS})^2} T_{OPTICS} \Delta\lambda \quad (5)$$

其中

$I$  :在聚焦面上的輻照 (Irradiance)

$F$  :光學系統之光圈數(F-number): 焦距/ 鏡頭大小

$T_{OPTICS}$  :光學系統穿透率

$\Delta\lambda$  :頻帶寬度(Band width)

$M_{OPTICS}$  :光學系統的橫向放大率。

在無限遠共軛的情況下， $M_{OPTICS}$  等於 0，

聚焦面組合之性能規格驗證時，需以參考輻照(Reference Irradiance)當做入射光之標準，而表 7 與表 8 則分別就 1/4 之飽和輻照與 1/3 之飽和輻照列出各頻帶對應之輻照。

表 7 平均輻照( $R_m = 1/4 R_s$ )

| Spectral Band | $R_m = \text{Mean}$<br>irradiance<br><br>W / (m <sup>2</sup> ) | $R_s = \text{Saturation}$<br>irradiance<br><br>W / (m <sup>2</sup> ) |
|---------------|----------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------|
| B1            | 0.0318                                                         | 0.1193                                                               |
| B2            | 0.0350                                                         | 0.1402                                                               |
| B3            | 0.0319                                                         | 0.1239                                                               |
| B4            | 0.0571                                                         | 0.2445                                                               |
| PAN           | 0.1430                                                         | 0.5460                                                               |

### 5.1.3 頻譜響應

頻譜響應為每單位瓦數產生之電流，與 CMOS 感測器所使用基質相關，福衛五號 CMOS 感測器之頻譜響應如下圖 6：

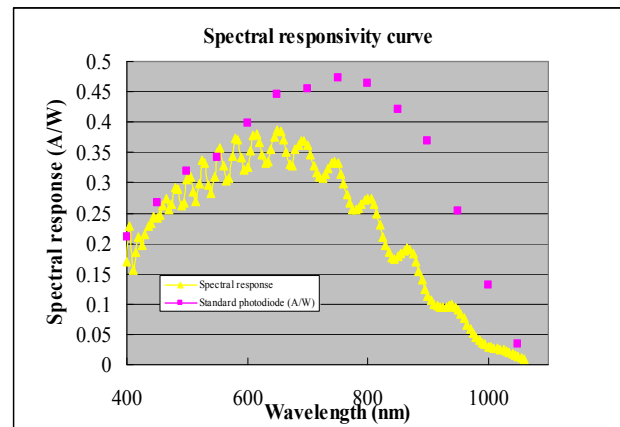


圖 6 遙測酬載 CMOS 感測器之頻譜響應

## 5.2 調變轉換函數

感測器之 MTF 主要包含感測器 MTF，光學 MTF，動態(dynamic) MTF 三部分，(Liu *et al.* 2009) 已詳細描述此三種 MTF 之計算模型(model)，此篇論文主要在闡述其分別的效應。

**感測器 MTF:** @ Nyquist 頻率:

$$MTF_{Sensor} = MTF_{window} \times MTF_{diffusion} \quad (6)$$

Sensor Windowing Effect MTF @ Nyquist 頻率:

$$MTF_{window} = \frac{\sin(\sigma \frac{\pi}{2})}{(\sigma \frac{\pi}{2})}, \sigma: \text{linear fill factor} \quad (7)$$

光學繞射極限之 MTF 的公式推導由 1956 年的 O'Neill 提出 (SHANNON, 1985), 主要影響因素在光圈數與中心遮蔽率(Central Obscurations), 其物理概念分述於 5.2.1 與 5.2.2, 另外最終的光學 MTF 仍要考量製造與組裝之容差(Tolerance)。

### 5.2.1 光圈數

光圈數(F-number)為決定光學系統性能之指標, 其定義為焦長/主鏡直徑, 一般而言, 光圈數越小其光學性能越好, 福衛五號光圈數為 8.0, 而福衛二號因鏡頭較大, 焦長亦較小, 光圈數為 4.8; 光圈數會影響的性能項目有繞射極限, 調變轉換函數(MTF), 與參考輻照(Reference Irradiance), 進而影響 SNR。

### 5.2.2 主鏡中心遮蔽率

Cassegrain 型態望遠鏡之中心遮蔽率, 具有兩個負面影響: 因遮蔽在主鏡面所造成的能量損失, 另外是遮蔽所造成 MTF 的損失, 圖 7 就是福衛五號遙測酬載中心遮蔽率影響繞射極限 MTF 之區線圖(資料來源為蔡志然博士之 Matlab Code 所出之圖)。

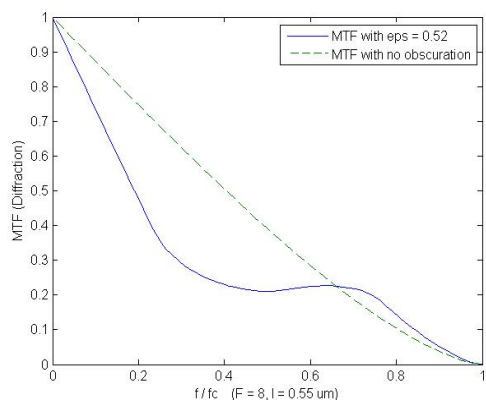


圖 7 主鏡中心遮蔽率 vs. 繞射極限 MTF

動態(dynamic) MTF 主要之考慮因素為在軌上衛星之姿態控制精度與穩定度, 還有反應輪引起之結構抖動效應(jitter)之影響; 其次為軌道退化

(degradation)可能產生之熱變形(thermal distortion)與複材引起吸濕失焦效應等。

## 6. 系統驗證與確認

系統產品驗證的目的是確認必要的證據, 以確保最終產品的系統從最下層(元件)至最上層(系統), 均能符合規格需求。產品驗證通常是由終端產品之開發者(生產或實現)來執行, 搭配最終用戶和客戶的參與。福衛五號每一個規格需求項目中“應該(shall)”的描述, 皆透過所提供的客觀證據而被驗證(verification), 而“確認(validation)”是確保系統的每一功能, 均可按預期的方式與在預定的環境中進行驗證。

驗證以測試(Test), 分析(Analysis), 檢視(Inspection), 與展示(Demonstration)等四種方法進行, 以類似的方式, 在各種層級(Level)的所有需求皆會進行驗證和記錄。

細部設計審查前的驗證以分析(Analysis)為主, 以遙測酬載為例, 如光學扭曲程度(distortion), 系統可靠度, 感測器暗信號(dark signal)之變異性, 軌道上平均功耗, 光學結構強度等規格項目以分析方法驗證設計可以達到規格需求。而製造組裝完成後的測試與元件遞交前之驗收則提供規格之測試(Test)驗證, 如元件之輻射耐受度, 系統訊噪比(SNR)與系統調制轉換函數(MTF)等。

## 7. 結論

遙測衛星係國家太空中心目前與未來之發展重點之一, 而能否掌握遙測酬載之自製實為關鍵因子, 掌握與建立系統工程方法, 使落實於計畫之執行, 從需求至規格之推衍, 系統至次系統設計與配置, 界面協調, 產品測試驗證與風險控管等, 甚至關鍵技術之搭配, 均為推動遙測酬載自主發展順利成功之基石。

## 參考文獻

林喆, 李思源, 劉小菁, 2009, 福衛五號國內研製 CMOS 感測器可行性評估報告,

FS5-RPT-0017

曾世平， 2010, FORMOSAT-5 Systems Engineering

Management Plan (SEMP) , FS5-PLAN-0001

蔡和霖， 2009, RSI Irradiance Calculation Memo,

ITRC-RS-FS5.RSI-MEMO -00-980505

蔡志然, 探討 Diffraction Limit MTF Matlab Code

所出之圖

Bill Wang, CMOS Sensor, Inc., 2009, SNR model presentation chart

Bertram Lohmüller, 2008, TDI Time Delay Integration Cameras

Cynthia Liu, Michael Tseng, Jer Ling, 2009, Design of CMOS Sensor Fill Factor for Optimal MTF and SNR NASA Systems Engineering Handbook, 2008, NASA/SP-2007-6105 Rev1.

ROBERT R. SHANNON, 1985, Applied Optics and Optical Engineering VIII

# The System Engineering Experience of FORMOSAT-5 Remote Sensing Instrument

Cynthia Liu <sup>1\*</sup> Michael Tseng <sup>2</sup> Jer Ling <sup>3</sup> Ho-Pen Chang <sup>4</sup>

## ABSTRACT

Scheduled to be launched in 2015, FORMOSAT-5 (FS5), equipped with 2-m panchromatic and 4-m multi-spectral imaging sensor, is the Taiwan first self-reliant remote sensing satellite. Instead of using the traditional CCD sensor, FS5 RSI is equipped with a CMOS image sensor, the world's first commercial remote sensing CMOS image sensor. There are significant challenges in both performance and manufacturing. This article records the important RSI systems engineering processes and technical studies according to the basic systems engineering process (such as the requirement allocation, system analysis, and verification), and the development experience in FS5. Remote sensing instrument development experience from many domestic and foreign experts and scholars is being integrated into FS5 program. The systems engineering process example could become a guideline and basis for developing the future remote sensing payload. The technical part of this paper mainly focuses on the exploration of the key performance parameters such as system contrast transfer function (CTF), signal to noise ratio (SNR) etc.

**Keywords:** FORMOSAT-5, RSI, Systems Engineering

<sup>1</sup> Senior Engineer, National Space Organization System Engineering Division

<sup>2</sup> Associate Engineer, National Space Organization FORMOSAT-5 Program Office

<sup>3</sup> Director of System Engineering Division and Director of FORMOSAT-5 RSIP Program, National Space Organization

<sup>4</sup> Director of FORMOSAT-5 Program, National Space Organization

\*Corresponding Author, Phone: 886-3-5784208 ext 1186, E-mail: cynthia@narlabs.org.tw

Received Date: Jul. 29, 2013

Revised Date: Oct. 19, 2013

Accepted Date: Dec. 24, 2013

# 福衛五號遙測酬載於軌道上的熱變形與光學表現分析

陳晉璋<sup>1\*</sup> 何承恩<sup>2</sup> 楊美怡<sup>3</sup> 陳嘉瑞<sup>4</sup>

## 摘要

福衛五號計劃是第一個由國家實驗研究院國家太空中心自主研發的太空計劃，其中包括完整的衛星系統工程與光學遙測酬載的設計與製造。本研究進行太空環境與光學遙測酬載的模型建立與分析，並指出光學遙測酬載的結構與鏡面熱變形會進一步影響其光學性能表現。亦進行了一些初步的熱學與光機分析，探討光學遙測酬載於軌道上的行為，諸如溫度分佈、熱變形與成像品質劣化之間的關係。由於軌道上不同位置的熱負荷，光學遙測酬載在不同的取像位置其光學表現也將不同。本文詳細研究與探討熱變形的來源及其對成像品質的影響。

**關鍵詞：**光學遙測酬載、Cassegrain 型式望遠鏡、Zernike 多項式係數、  
光學傳遞函數 MTF、波前像差 WFE

## 1. 簡介

國家實驗研究院國家太空中心目前正在自主研發一顆小型衛星與其光學遙測酬載。福衛五號遙測酬載計劃是由國家太空中心與儀器科技研究中心雙方合作共同研發進行，其中光學遙測酬載包括了一套光機系統、聚焦面組合與電子單元等。福衛五號任務的主要目標，主要是為建立國家太空中心自主研發衛星本體與光學遙測酬載的能力，並能夠觀察台灣及周邊地區的即時影像。福衛五號所設計獲取的圖像數據有以下應用：農林實地調查、自然災害評估、國土安全、城市發展、全國土地利用、環境監測、學術研究和教育的目的 (NSPO, 2010)。在諸多影響光學遙測酬載成像品質的因素中，軌道上的熱變形是重要的因素之一。由於光學遙測酬載是一套高精度的光學儀器組件，低熱膨脹係數材料的選擇和嚴格的溫度控制都是必需的。有文獻指出：微小的溫度變化可能會導致成像品質大程度的劣化 (Ding, 2004)。因此，溫度分佈、熱變

形與成像品質劣化之間關係的討論與研究是很重要的，並且需要利用適當的熱控技術來改善光學遙測酬載的成像品質。

光學遙測酬載在正常操作的模式下，將遭受外部複雜的太空環境的熱變化與本身內部各個元件運作時產生的功率消耗與溫度差異，如此會產生大程度的溫度變化並造成光機系統的結構熱變形並降低其成像表現 (Tyc, 2008)。而衛星熱控設計的標準是指在整個任務執行階段，所有組件和酬載暴露於軌道上的極度惡劣的太空環境時，其溫度都應適當地控制在其限制範圍之內。

本文主旨在介紹光機－熱控分析的方法，並應用於福衛五號任務的執行上，計算其遙測酬載於軌道上之光學性能優劣，並判別其劣化程度是否符合任務需求規範。本文組織架構：於第二節描述衛星構造與太空環境介紹，第三節介紹熱控、結構與光學模型，第四節描述分析結果討論，第五節總結本文。

<sup>1</sup> 國家實驗研究院國家太空中心 助理研究員

<sup>2,3</sup> 國家實驗研究院國家太空中心 副研究員

<sup>4</sup> 國家實驗研究院國家太空中心 研究員

\*通訊作者，電話：03-5784208 ext 2262, E-mail: cwchen@narlabs.org.tw

收到日期：民國 102 年 07 月 11 日  
修改日期：民國 102 年 12 月 20 日  
接受日期：民國 102 年 12 月 24 日

## 2. 衛星構造與太空環境介紹

福衛五號光學遙測酬載設計為五年的使用壽命，發射後進入軌道傾角  $98.28^\circ$ 。衛星本體在太陽同步軌道高度為 720 公里且  $\beta$  角（太陽向量與軌道面之間的夾角）改變範圍為  $+20.1^\circ$  至  $+38.1^\circ$ 。而光學遙測酬載位於福衛五號衛星本體的上方，質量配置約 100 公斤。整個福衛五號衛星包含光學遙測酬載的總質量約為 525 公斤，本光學遙測酬載提供了全波段空間解析度為 2 米與多光譜空間解析度為 4 米的取像能力。

圖 1 為目前福衛五號本體與光學遙測酬載的外觀示意圖。定義 +X 軸為衛星飛行方向，而 +Z 定義為衛星指向地球的方向。光學遙測酬載包含了一套光機系統、聚焦面組合與二個電子單元。二個電子單元位於衛星頂部面板上，在熱學分析時將與衛星頂部面板分離耦合。三個星相儀位於望遠鏡的主面板上，在熱學分析時亦與望遠鏡主面板分離耦合。對於福衛五號衛星的繞軌飛行地圖，會根據取像任務和功率需求來進行衛星姿態的改變。圖 2 為福衛五號的衛星姿態與繞軌位置定義。對於衛星正常操作時，在取像與數據下載狀態下，衛星姿態是指向地球的。而當衛星需要補充電力時，姿態會再改變而指向太陽並利用太陽能板吸收光能。

衛星所處的熱環境與熱負荷主要是來自於太陽的輻射、地球反射的太陽輻射和地球的紅外線輻射所造成(Larson, 1991)。而三個環境常數－太陽常數、反照率和地球輻射，則利用於計算這些影響。不同的環境常數與軌道參數可計算出衛星在熱負荷情況下熱（Hot）與冷（Cold）的不同案例。而本文主要探討最嚴苛的熱負荷條件下熱案例（Hot case），更具有其關鍵代表性。而熱案例指的是衛星在冬天時距離太陽較近，且衛星內部的電子元件發熱功率最高的情況下討論，並在此情況下結合衛星一些表面熱控材料性質接近使用壽命結束的情況下（End of life, EOL），來計算光學遙測酬載的外部熱通量和輻射參數。光學遙測酬載的熱控元件是用來維持衛星在執行任務階段，其操作溫度可以控制在規定的範圍內，而通常採用一些被動式的熱

控技術，諸如包覆多層隔熱材料(MLI)、噴漆等。

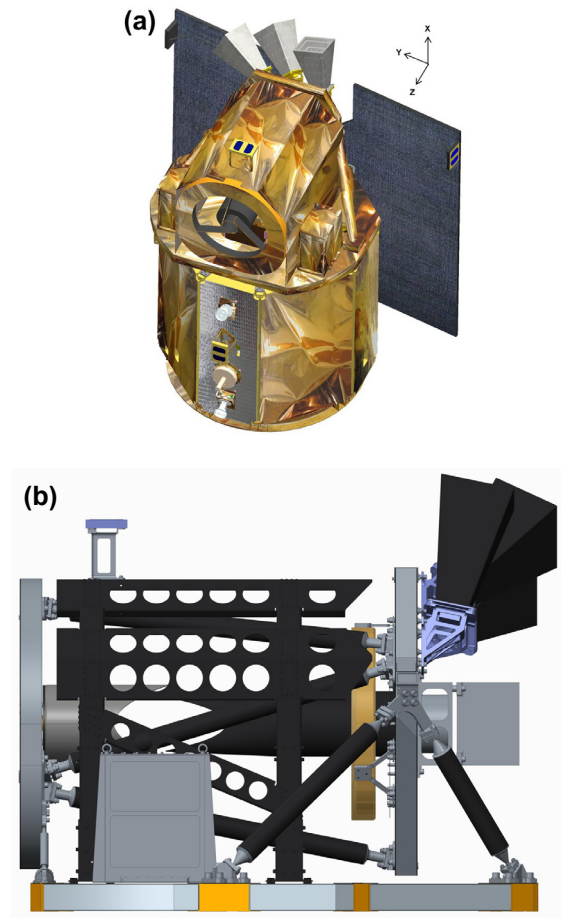


圖 1 福衛五號 (a) 衛星飛行體 (b) 光學遙測酬載

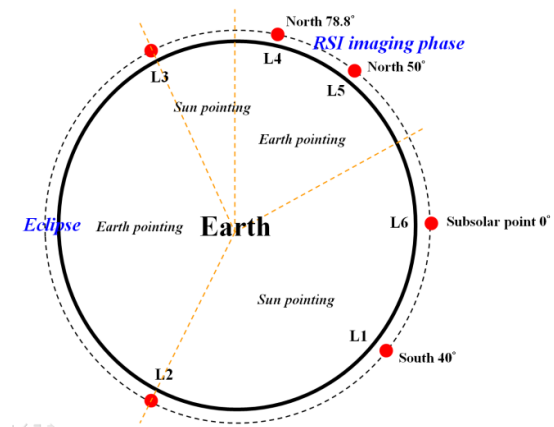


圖 2 福衛五號的衛星姿態與繞軌位置定義

## 3. 熱控、結構與光學模型

利用 TRASYS (Thermal Radiation Analyzer System) 軟體 (ANALYTIX Corporation, 1998) 和 SINDA (System Improved Numerical Differencing

Analyzer) 軟體 (Network Analysis Inc., 2001) 來進行熱模型的分析。TRASYS 是用來建立衛星的幾何模型和計算環境對軌道上的衛星各單位元件之間的內部和外部的輻射熱交換。而 TRASYS 程式輸出的分析結果，將輸入於 SINDA 程式來進一步計算光學遙測酬載的暫態溫度分佈。

衛星的 TRASYS 與 SINDA 模型已被應用於預測衛星元件的溫度和加熱器的功率需求。而 TRASYS 外部模型提供暫態軌道來自於太陽、反照率和地球輻射的加熱計算。而熱環境負荷下的熱案例與在正常操作模式下的衛星姿態與方向亦在 TRASYS 模型中被清楚定義。而 TRASYS 輸出結果可以轉化並直接輸入熱分析軟體 SINDA 中進行溫度的進一步計算 (Tsai, 2004)。而 SINDA 模型可針對 TRASYS 模型所產生的各種軌道溫度環境，進一步預測衛星溫度，散熱器面積與光學遙測酬載所需的加熱功率。

對於整個衛星光機系統，溫度的變化會導致所有組件無法避免的熱彈性扭曲變形 (Applewhite, 1992; Polgin, 1992)，而不同的溫度分佈會導致光學遙測酬載組件的熱變形，而光機組件位置的微小差異亦可能來自於熱變形的結果，通常利用有限元素法 (FEM) 來分析光學遙測酬載的熱彈性變形 (Hathway, 1991)。首先，將溫度分佈由熱模型取其內插值輸入於有限元素模型中，並在相對應的熱負荷的情況下，將望遠鏡鏡面表面每個網格上表面的位移計算出來。最後，有限元素分析的結果輸入於 SigFit 軟體中 (Sigmadyne Inc., 2011)，以多項式來擬合鏡片表面的變形，然後所得到的非球面 Zernike 多項式參數 (Doyle, 2002) 則導入到 OSLO 光學分析軟體 (Lambda Research Corporation, 2004)，來進行光學遙測酬載在軌道上的光學性能評估，諸如峰谷波前像差 (PV-WFE)、方均根波前像差 (RMS-WFE) 與調制傳遞函數 (MTF) (Doyle, 2002)。因此，因溫度變化造成的光學遙測酬載成像品質劣化的結果即可得知。

以上的分析流程為 STOP 方法 (structural-thermal-optical)，流程圖如圖 3 所示。STOP 廣泛應用於光機系統分析當中，可用來預測

光機系統因熱變形所造成的光學表現評估。

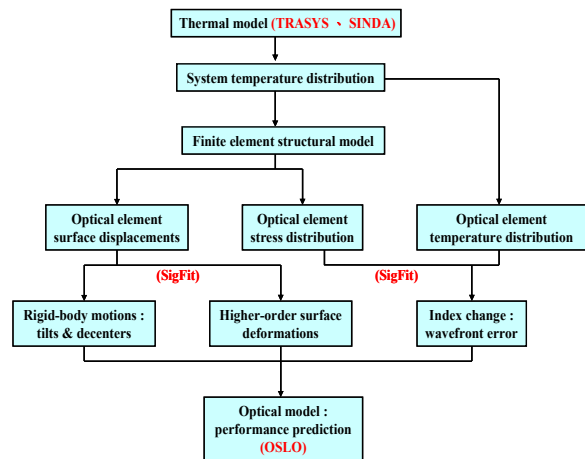


圖 3 STOP 的光機分析流程圖

本研究的光學設計中，Cassegrain 型式望遠鏡是採用四個球面校正透鏡、一個拋物面主鏡和一個雙曲面次鏡，反射光線通過主鏡挖空的圓孔後返回聚焦於成像面。由 OSLO 軟體所建置的 Cassegrain 型式望遠鏡的光學模型示意於圖 4 中。設計其視場角 (FOV) 為  $1.91 \times 0.35$  度，有效焦距為 3600mm，而光焦度 F/8。Cassegrain 型式望遠鏡中，主鏡選擇使用低熱膨脹係數的 Zerodur 材質所製作，並根據以下的數據來設計：(1) 主鏡外徑為 466mm，並具有圓形中心挖孔直徑為 170mm (2) 非球面的凹面鏡 (3) 由三組 ISM (iso-static mount) 安裝固定夾持在主鏡的外側 (4) 鏡面表面精度的峰谷波前像差 (PV-WFE) 小於  $0.25 \lambda$ ， $\lambda = 0.633 \mu m$ 。

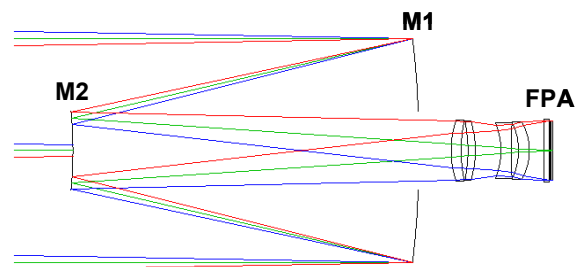


圖 4 Cassegrain 型式望遠鏡的光學模型示意圖

## 4. 分析結果討論

理論分析結果分別於以下幾項討論，4.1 為熱控分析；4.2 為熱彈性結構分析；4.3 為光學性能表現分析：

## 4.1 熱控分析

衛星於繞軌一圈的情況下，利用加熱器來做溫度控制。圖 5 中每條線代表是理論分析模型中望遠鏡上的一個點，在本分析模型中，於主鏡、次鏡、主面板、結構複材管上，各設計分佈 60 個點，故圖 5(a)(b)(c)(d)中，每個圖內各會有 60 條曲線。M1 主鏡上單一點的溫度變化可以小於  $1^{\circ}\text{C}$  以下，如圖 5(a)所示；在相同的時間內，M1 主鏡的溫度

梯度小於  $1.5^{\circ}\text{C}$ 。同理，M2 次鏡上單一點的溫度變化可以小於  $0.5^{\circ}\text{C}$  以下，如圖 5(b)所示；在相同的時間內，M2 次鏡的溫度梯度小於  $1^{\circ}\text{C}$ 。值得注意的是，光學遙測酬載的主面板（Main-plate）單點的溫度變化約為  $3^{\circ}\text{C}$ ，如圖 5(c)所示；而情況最差的溫度梯度約為  $6^{\circ}\text{C}$ 。而圖 5(d)表示光學遙測酬載結構複材管（CFRP）支柱的溫度分佈場；單點的溫度變化大約是  $1.5^{\circ}\text{C}$ ；而情況最差的溫度梯度約為  $3^{\circ}\text{C}$ 。

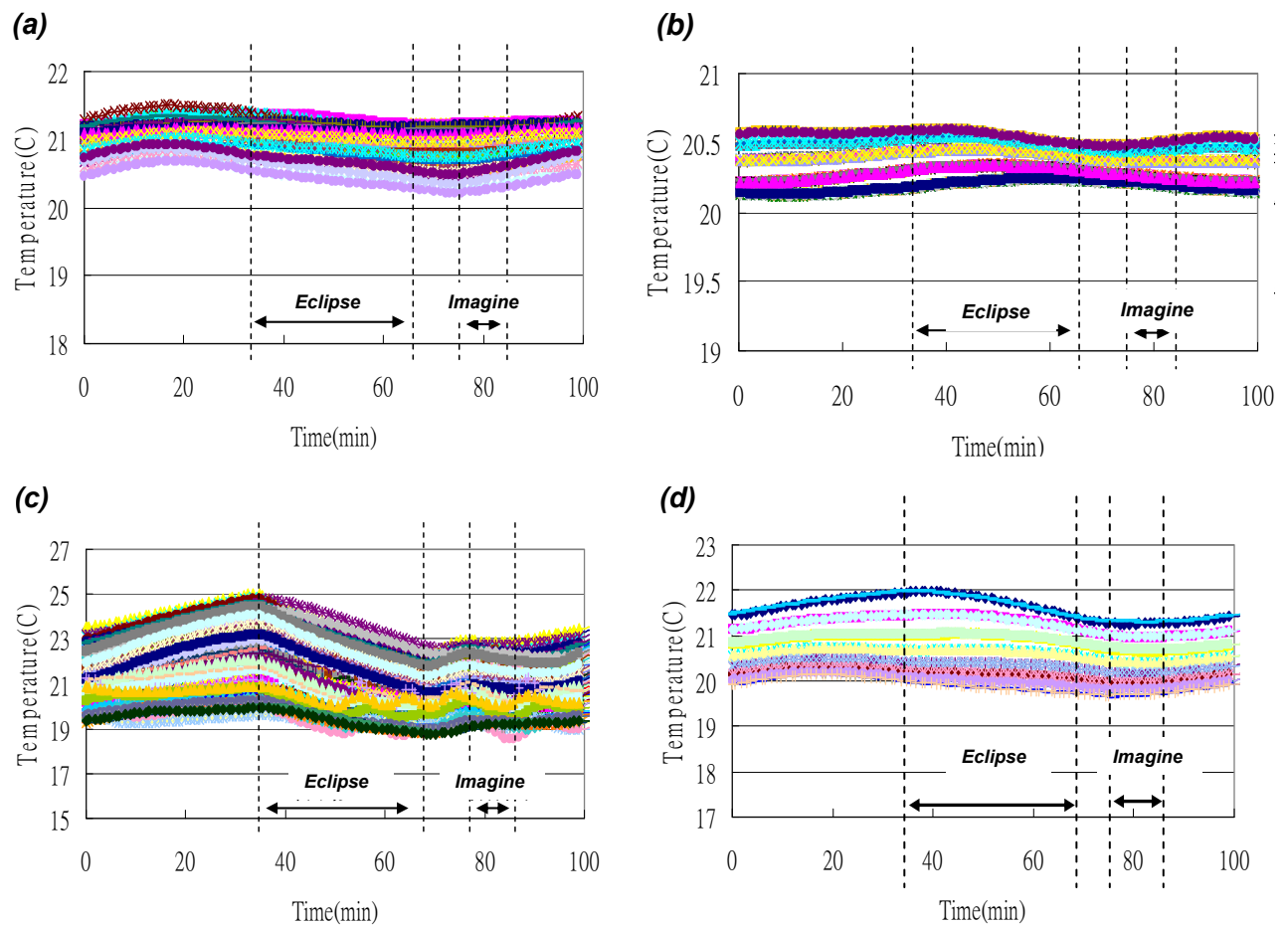


圖 5 在繞軌一圈的熱負荷下，光學遙測酬載不同組件的溫度分佈與時間關係圖 (a)M1 主鏡 (b)M2 次鏡 (c)主面板 (d)結構複材管支柱

## 4.2 熱彈性結構分析

熱彈性有限元素分析是用來分析福衛五號光學遙測酬載的熱變形。光學遙測酬載有限元素熱彈性結構分析模型如圖 6 所示。不同的熱變形影響主要來自於衛星繞軌位置、季節變化與執行任務剩餘壽命有關。為了研究這些現象，我們定義了六個繞軌位置，如本文之圖 2 所示。這六個繞軌位置分別為：進入陰影區與離開陰影區（L2 點和 L3 點）；開始取像與結束取像（L4 點和 L5 點）；北緯 50°（L5 點）；赤道點（L6 點）和南緯 40°（L1 點）。對於季節的更迭與熱控材料壽命的考量也已代入模型中計算。但是，本文選擇了最嚴苛的熱負荷條件下（End of life, EOL）來進行討論。所以圖 7 表示軌道上光學遙測酬載光機結構於六個不同繞軌位置（L1~L6）的溫度分佈圖。從圖中可知，光學遙測酬載於以下的幾個位置具有較為明顯的溫度變化：光學遙測酬載主面板（Main-plate）的 -XY 坐標位置與其支架柱（Bipod）；M2 次鏡的固定支架（Spider）與 M1 主鏡 M2 次鏡的遮雜光板。然而光學遙測酬載主面板（Main-plate）與 M2 次鏡的固定支架（Spider）的溫度梯度變化可能造成明顯的熱變形，並進而造成 M1 主鏡與 M2 次鏡的剛體位移運動，進一步降低光學遙測酬載整體光學性能表現。

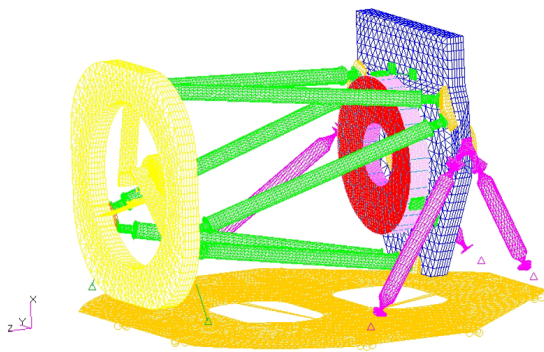


圖 6 光學遙測酬載有限元素熱彈性結構分析模型

## 4.3 光學性能表現分析

利用 STOP 分析可得知六個不同繞軌位置的溫度分佈關係，如此 M1 主鏡與 M2 次鏡的溫度梯

度亦可求得。光學鏡面的表面形變可以利用完整的 Zernike 多項式來表示，其變數為徑向的  $r$  與方位角  $\theta$ 。而 Zernike 多項式可以利用以下的通式來表示，如公式(1)與(2)所示，其中  $A_{nm}$  和  $B_{nm}$  為 Zernike 多項式的係數：

$$\Delta Z(r, \theta) = A_{00} + \sum_{n=2}^{\infty} A_{n0} R_n^0(r) + \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^n R_n^m [A_{nm} \cos(m\theta) + B_{nm} \sin(m\theta)] \quad (1)$$

其中

$$R_n^m(r) = \sum_{s=2}^{\frac{n-m}{2}} (-1)^s \frac{(n-s)!}{s! \left(\frac{n+m}{2} - s\right)! \left(\frac{n-m}{2} - s\right)!} r^{n-2s} \quad (2)$$

以上變數  $n$  和  $m$  為整數，分別是徑向和週向的波數。Zernike 多項式的優點是提供一組正交的離散數學式來表示光學表面變形。在經過了熱彈性分析之後，M1 主鏡和 M2 次鏡凹陷變形的結果會輸入到 SigFit 軟體做進一步的多項式擬合，並且選擇利用 WFE 和 MTF 參數來檢驗系統的光學性能表現。首先，我們假定 M1 主鏡和 M2 次鏡是理想的鏡面而且無熱變形，只遭受的剛體位移運動影響（偏心和傾斜），那系統單純只受剛體位移運動所影響的光學性能表現結果，如圖 8 所示。此外，我們更進一步利用的光學分析軟件移除剛體位移運動效應，只單純分析 M1 主鏡和 M2 次鏡表面因熱變形所造成的影響，因此非球面的 Zernike 多項式的參數用來進一步計算光學遙測酬載的光學性能表現，結果如圖 9 所示。圖 9 的分析結果顯示所有案例中，像散（Astigmatism）佔了像差的主要影響。最後，圖 10 為軌道上光學遙測酬載整體的光學性能表現，此計算結果同時包含了剛體位移運動與鏡面表面熱變形的影響。

為了進一步了解 STOP 分析，在光學軟體中我們調整焦平面的位置來優化整個光機系統，並在每一個不同的熱負荷案例中，求得其最大的 MTF 和最小 WFE 結果。而焦平面相對於原始位置的位移，即為整體光機系統於軌道上因熱變形所造成的散焦程度，分析結果列於表 1。選擇的特徵空間頻率值為 50-lp/mm，我們特別定義了劣化因子為 PV-WFE，即為軌道上的峰谷波前像差除以設計值的峰谷波前像差（ $PV_{orbit}/PV_{design}$ ），同理，亦定義

了 RMS-WFE 和 MTF。表一顯示不同的六個熱負荷案例下，對軌道上光學遙測酬載的光學表現劣化因子的影響。如此可以方便地比較不同的情況下所

有的光學行為表現，亦可明顯地看出不同軌道位置中，其對光學遙測酬載系統降低影像品質的關鍵影響因子。

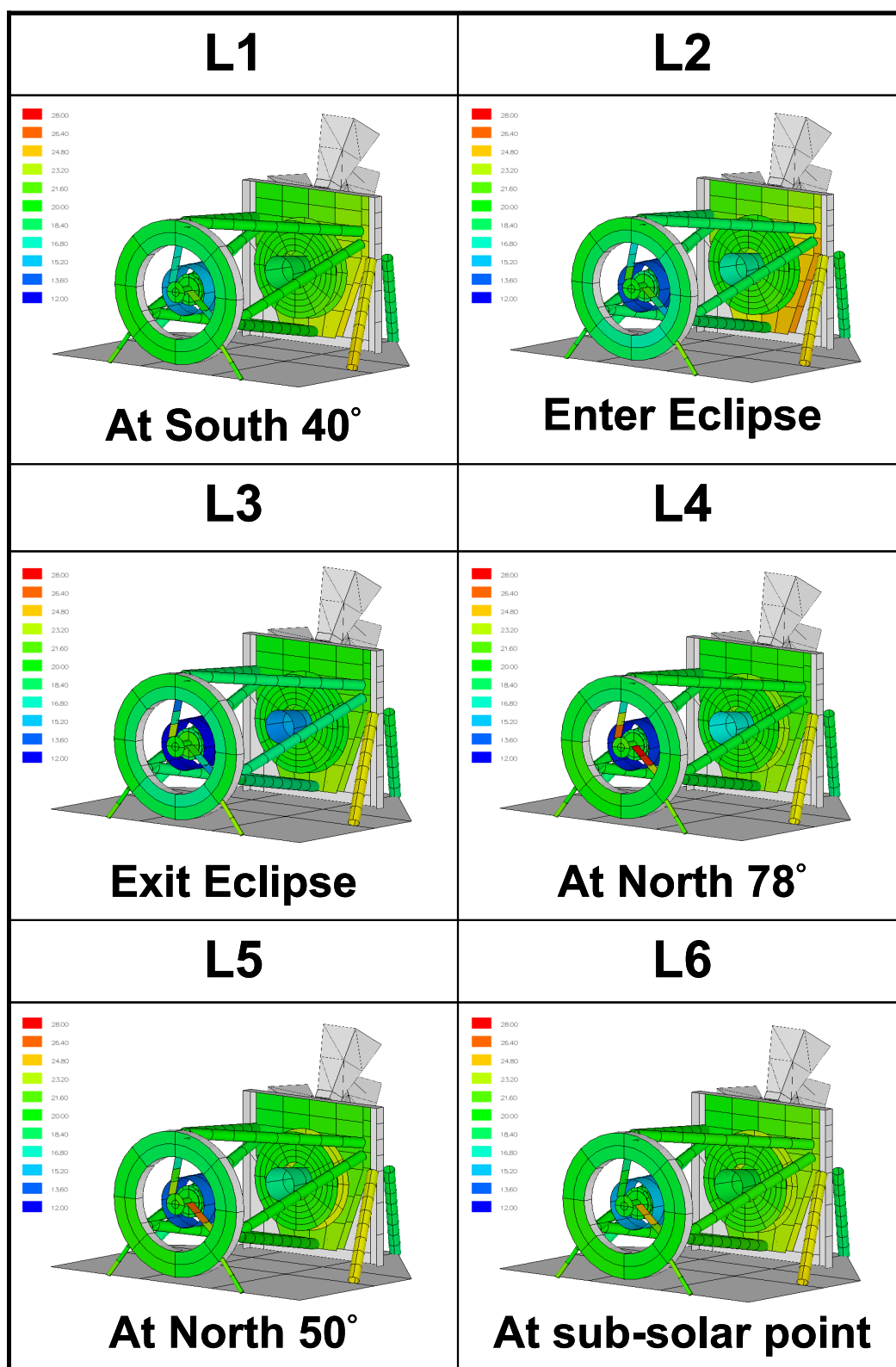


圖 7 光學遙測酬載光機結構於六個不同繞軌位置的溫度分佈圖

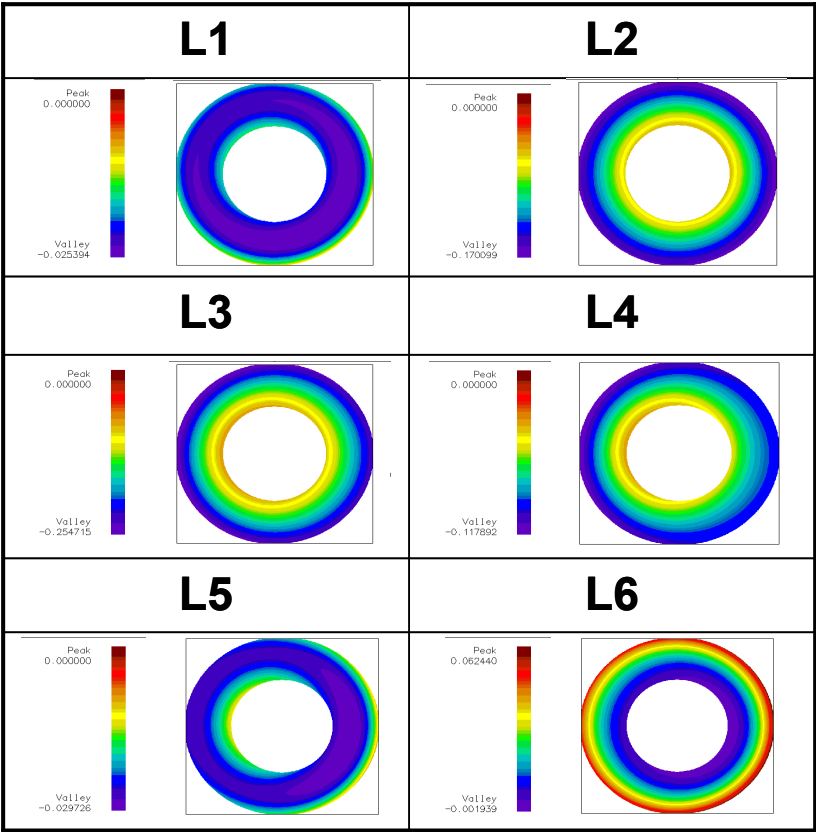


圖 8 軌道上光學遙測酬載只受到剛體位移運動所造成的光學性能表現

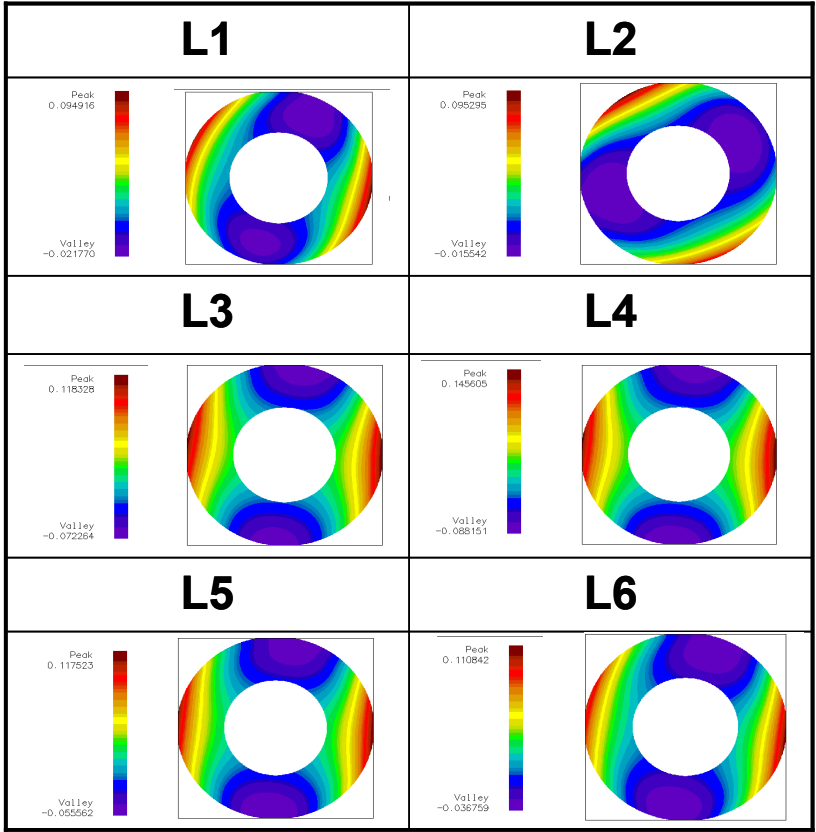


圖 9 軌道上光學遙測酬載只受到鏡面本身熱變形所造成的光學性能表現

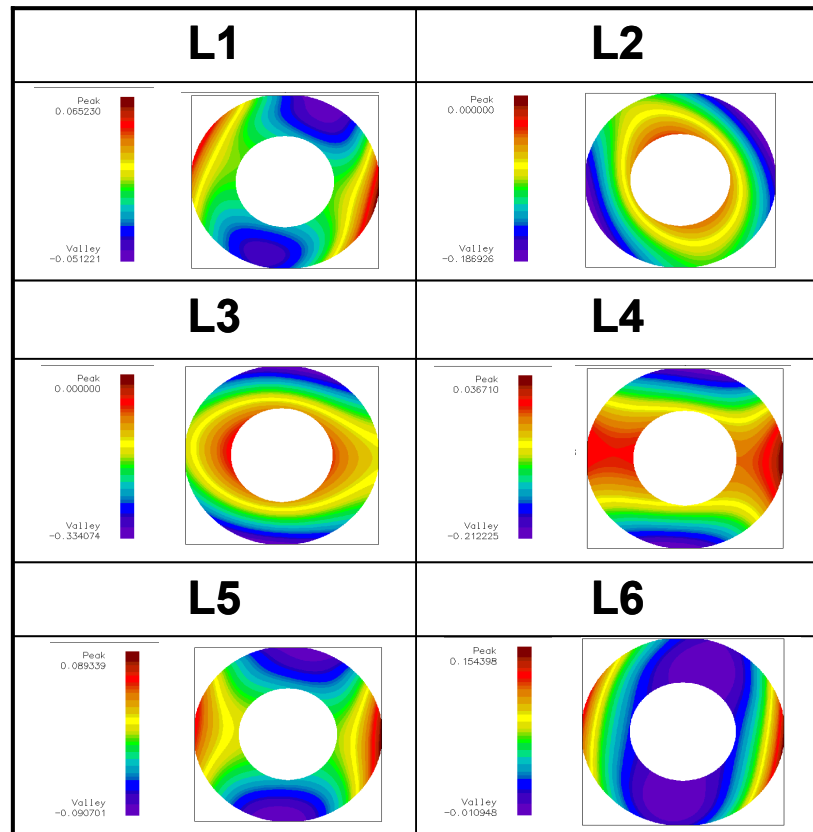


圖 10 軌道上光學遙測酬載整體的光學性能表現

圖 11 顯示剛體位移運動、熱變形與整體效應對於光學遙測酬載光學性能表現之間的關係，光學性能的判定因子包括峰谷波前像差（PV-WFE）、方均根波前像差（RMS-WFE）和調制傳遞函數（MTF）。剛體位移運動效應最嚴重是發生在光學遙測酬載於繞軌位置 L3 時，鏡面本身熱變形效應最嚴重是發生在光學遙測酬載於繞軌位置 L4 時，情況最差的位置是屬於 L3，L3 為光學遙測酬載離開陰影區時，這個位置顯示了具有較高的波前像差與較低的 MTF。在光學遙測酬載取像階段 L4 和 L5 之間時，主要降低光學遙測酬載光學性能表現的主要來源是 M1 主鏡和 M2 次鏡的本身熱變形。它可能是來自於 M2 次鏡的夾持支架（Spider）因為溫度變化分佈不均勻，而導致 M2 次鏡上具有不平衡應力產生。另外，有趣的是當光學遙測酬載在陰影區之間，即 L2 到 L3 之間，剛體位移運動為主要影響其光學性能表現的因素。然而，光學遙測酬載在其它繞軌位置，即 L4，L5，L6 和 L1，M1 與 M2 鏡面本身熱變形鏡是主要降低其光學性能

表現的關鍵因素。事實上，對於整個福衛五號任務執行而言，在適當的熱控技術應用之下，軌道上熱變形對於整體光學遙測酬載的光學性能劣化依然還是屬於可以接受的範疇內，對於遙測取像的解析度不至於有太嚴重的影響。

在此需強調的是，於本文理論分析模型中，皆未考慮主鏡與次鏡製作像差、光學系統組裝公差、與感測器的調制傳遞函數值。而實際衛星製作的過程中，皆需考慮以上所引進的誤差，進而針對製作與組裝階段訂立適當的規範，而福衛五號遙測酬載於光學取像上有訂下一個需求規範，即系統於軌道拍照期間，即位於軌道 L4~L5 之間，其調制傳遞函數劣化因子  $MTF_{orbit} / MTF_{design} = 0.2$ ，此數值乃考慮整體衛星系統在完成製作與組裝後，於軌道上的真實調制傳遞函數劣化因子的需求規範。而目前根據文中現階段的熱控理論分析部份，發現系統因熱環境所造成的光學性能劣化影響程度甚小，未來太空任務需面對的挑戰仍為光學鏡片精密製作與組裝的能力提昇。

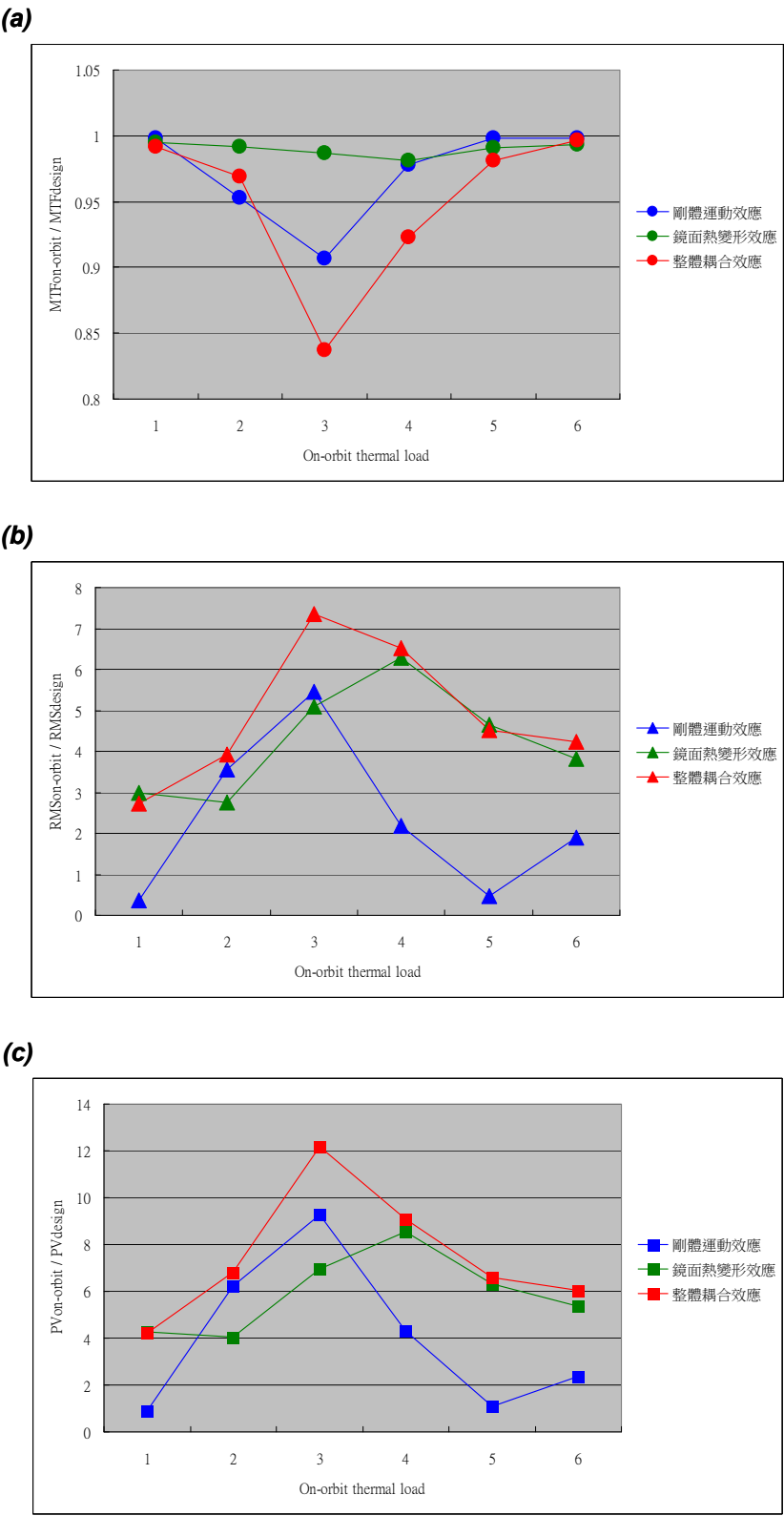


圖 11 軌道上光學遙測酬載於不同影響下的光學性能分析 (a)PV-WFE (b)RMS-WFE (c)MTF

表 1 六個熱負荷案例下，對軌道上光學遙測酬載的光學表現劣化因子的影響

| 熱負荷案例                |                                                              | L1    | L2    | L3    | L4    | L5    | L6     |
|----------------------|--------------------------------------------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|--------|
| 離焦 ( $\mu\text{m}$ ) |                                                              | -1.36 | 32.71 | 54.33 | 22.56 | 1.84  | -16.68 |
| 剛體運動效應對光學表現的影響       | 峰谷波前像差劣化因子<br>$PV_{\text{on-orbit}} / PV_{\text{design}}$    | 0.93  | 6.21  | 9.29  | 4.30  | 1.08  | 2.35   |
|                      | 方均根波前像差劣化因子<br>$RMS_{\text{on-orbit}} / RMS_{\text{design}}$ | 0.37  | 3.56  | 5.46  | 2.19  | 0.47  | 1.90   |
|                      | 調制傳遞函數劣化因子<br>$MTF_{\text{on-orbit}} / MTF_{\text{design}}$  | 0.998 | 0.953 | 0.907 | 0.978 | 0.998 | 0.998  |
| 鏡面熱變形效應對光學表現的影響      | 峰谷波前像差劣化因子<br>$PV_{\text{on-orbit}} / PV_{\text{design}}$    | 4.26  | 4.04  | 6.95  | 8.53  | 6.32  | 5.38   |
|                      | 方均根波前像差劣化因子<br>$RMS_{\text{on-orbit}} / RMS_{\text{design}}$ | 3.00  | 2.76  | 5.09  | 6.29  | 4.64  | 3.83   |
|                      | 調制傳遞函數劣化因子<br>$MTF_{\text{on-orbit}} / MTF_{\text{design}}$  | 0.995 | 0.992 | 0.987 | 0.981 | 0.991 | 0.993  |
| 整體耦合效應對光學表現的影響       | 峰谷波前像差劣化因子<br>$PV_{\text{on-orbit}} / PV_{\text{design}}$    | 4.25  | 6.82  | 12.19 | 9.08  | 6.57  | 6.03   |
|                      | 方均根波前像差劣化因子<br>$RMS_{\text{on-orbit}} / RMS_{\text{design}}$ | 2.74  | 3.93  | 7.35  | 6.53  | 4.52  | 4.24   |
|                      | 調制傳遞函數劣化因子<br>$MTF_{\text{on-orbit}} / MTF_{\text{design}}$  | 0.992 | 0.969 | 0.837 | 0.923 | 0.981 | 0.997  |

## 5. 結論

本研究有效應用有限元素結構分析結合 Zernike 多項式擬合的方式，來進行福衛五號光學遙測酬載的最佳化設計與評估，而熱變形與光學性能表現符合光學設計的需求範圍內。

分析顯示剛體位移運動效應最嚴重是發生在光學遙測酬載於繞軌位置 L3 時，鏡面本身熱變形效應最嚴重是發生在光學遙測酬載於繞軌位置 L4 時，情況最差的位置是屬於 L3，L3 為光學遙測酬載離開陰影區時，這個位置顯示了具有較高的 WFE 與較低的 MTF。在光學遙測酬載取像階段時，主要降低光學遙測酬載光學性能表現的主要來源是 M1 主鏡和 M2 次鏡的本身熱變形。它可能是來自於 M2 次鏡的夾持支架因為溫度變化分佈不均勻，而導致 M2 次鏡上具有不平衡應力產生。另

外，當光學遙測酬載在陰影區之間，剛體位移運動為主要影響其光學性能表現的因素。然而，光學遙測酬載在其它非陰影區的繞軌位置時，主次鏡面本身熱變形鏡是主要降低其光學性能表現的關鍵因素。

而光學遙測酬載在整個任務執行的壽命內，其熱控技術能使其在合理的溫度範圍內操作與維持，且光學遙測酬載上的主要組成元件都能維持在一個穩定的溫度條件下達到預期的光學性能表現。此外，本研究亦證明 STOP 分析方法可以應用到太空遙測技術上來進行光學設計與分析。

## 參考文獻

- ANALYTIX Corporation, 1998. AC/TRASYS User's Manual, Maryland.
- Applewhite, R.W. 1992. The effects of thermal

- gradients on the Mars Observer Camera primary mirror, Proc. SPIE, (1690):376.
- Ding, Y., 2004. A thermo-optical analysis method for a space optical remote sensor optostructural system, Opt. Eng., (43): 2730.
- Doyle, K.B. 2002. Integrated Optomechanical Analysis, SPIE, Washington.
- Hathway, A.E. 1991. An overview of the finite element method in optical system, Proc. SPIE, (1532):2.
- Lambda Research Corporation, 2004. OSLO OPTICS SOFTWARE Program Reference, MA.
- Larson, W.J. 1991. Space Mission Analysis and Design 2nd edition. Kluwer Academic Publishers.
- Network Analysis Inc., 2001. SINDA/G Library Reference Guide, Arizona State.
- NSPO Annual report, 2010~2012 °
- Polgin, B.P. 1992. Thermally induced changes in the focal distance of composite mirrors with a zero coefficient of thermal expansion of curvature, Proc. SPIE, (1690): 244.
- Sigmadyne Inc., 2011. SigFit Reference Manual, Rochester NY.
- Tsai J.R. 2004. Overview of Satellite thermal Analytical Model, AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, (41):120.
- Tyc, G., 2008. High performance optical imaging payloads for small sat missions, 22nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 11.

# Optical Performance Analysis of On-Orbit FORMOSAT-5 Remote Sensing Instrument

Ching-Wei Chen <sup>1\*</sup>   Cheng-En Ho <sup>2</sup>   Mei-Yi Yang <sup>3</sup>   Chia-Ray Chen <sup>4</sup>

## ABSTRACT

FORMOSAT-5 is the first space program that National Space Organization (NSPO) takes full responsibility for the complete satellite system engineering design including payloads. FORMOSAT-5 will operate in a sun synchronous orbit at 720-km altitude with 98.28-degree inclination angle. The optical Remote Sensing Instrument (RSI) is a multispectral imager which contains one panchromatic band with 2-m ground sampling distance (GSD) and four multispectral bands with 4-m GSD. A Cassegrain type of RSI with two reflective aspheric mirrors and spherical corrector lens is designed. The space thermal environment is one of the important factors that affect the image quality of a space optical RSI. TRASYS and SINDA model of RSI have been established for thermal analysis. Both hot and cold cases have been studied. Thermal induced instabilities are incorporated in optical models (e.g., OSLO) by use of Zernike polynomial coefficients to calculate the system MTF and WFE. It is investigated that thermal deformation of RSI structure and mirrors will impact the optical performance. The relationship among temperature distributions, thermal deformations and image degradation of on-orbit behaviors are discussed.

**Keywords:** Remote Sensing Instrument (RSI), Cassegrain telescope, Zernike polynomial, MTF, WFE

<sup>1</sup> Assistant Researcher, National Applied Research Laboratories, National Space Organization

<sup>2,3</sup> Associate Researcher, National Applied Research Laboratories, National Space Organization

<sup>4</sup> Researcher, National Applied Research Laboratories, National Space Organization

\*Corresponding Author, Phone: 886-3-5784208 ext 2262, E-mail: cwchen@narlabs.org.tw

Received Date: Jul. 11, 2013

Revised Date: Dec. 20, 2013

Accepted Date: Dec. 24, 2013

# 遙測衛星可靠度預估

李宗平<sup>1\*</sup> 彭家誠<sup>2</sup>

## 摘要

遙測衛星因為可靠度要求相當高，設計時應具有複雜的備援功能。當進行可靠度預估時，首要了解系統的電路運作模式與關係，依其電路特性推導其對應的可靠度方塊圖。對於可靠度方塊圖中具有備援關係的方塊圖區塊，一般都可以找到對應的可靠度預估數學公式，若無適當的公式，則須自行推導公式。可靠度方塊圖中的每一個方塊圖單元，其內的零件大都是串接關係，故其失效率只須相加零件失效率即可得，再由方塊圖計算得到系統可靠度預估值。本文將描述遙測衛星的可靠度預估過程，作為未來執行衛星或複雜系統的可靠度預估參考。

**關鍵詞：**遙測、衛星、可靠度

## 1. 前言

遙測衛星其主要酬載為遙測酬載，可搭載黑白 Panchromatic 與彩色 Multi-Spectrum 照相之遙測影像觀測與紀錄的衛星，其中可靠度 (reliability) 的預估是評估設計能否達成目標的重要參考依據。

遙測衛星應具有備援 (redundant) 設計的複雜衛星系統，要預估其可靠度，首先要了解系統之各電路單元的運作模式與關係，亦即要參考衛星系統架構與介面圖，以及各次系統的設計報告與電路圖，然後依據系統電路單元的相依性與備援關係去推導可靠度方塊圖。另外，電子零件選用的品質與零件的失效率 (failure rate) 有關，使用太空等級的電子零件能大幅降低零件失效率並提升系統可靠度。零件失效率數值的取得，主要是參考美國軍方標準 MIL-HDBK-217F (American Military, 1991)，採用其電子零件計數 (parts count) 或電子零件應力 (parts stress) 的方法來預估零件的失效率，也有零件失效率數值是由元件合約商提供，或是參考其他可靠度資料取得，如：(IEEE, 2007) 與 (UTE, 2011)。

衛星的備援設計，包含熱備援 (hot redundant)、冷備援 (cold redundant) 以及冷熱共存之備援設計。其中，冷備援設計的可靠度一般會比熱備援設計好，因為冷備援設計的備用模組，在主用模組未失效前是處於關機狀態，其零件的溫度較低故而其壽命能延長，因此冷備援設計的備用模組其失效率常改以十分之一計算。衛星的 S-頻段接收機有備援設計，但兩台接收機都是處於開機狀態，同時等待接收與處理衛星指令信號，此為熱備援設計，詳細說明請參閱參考文獻 (陳麗美，2011)。而衛星電腦的備援設計，在主用模組未失效前，其備用模組是會設定為關機狀態，使備用模組內零件的內部溫度較低而延長其壽命，此為冷備援設計，詳細說明請參閱參考文獻 (許吉元，2009)。衛星的可靠度目標值訂定為五年 0.6，目前的預估值為五年 0.748，系統設計符合需求。

## 2. 可靠度的估算

遙測衛星是具有冷熱備援設計的複雜衛星系統，要預估其可靠度，首先要了解系統之各電路單元的運作模式與關係，亦即要參考衛星系統架構與

<sup>1</sup> 國家實驗研究院國家太空中心 助理研究員

<sup>2</sup> 國家實驗研究院國家太空中心 工程師

收到日期:民國 102 年 07 月 01 日  
修改日期:民國 102 年 12 月 20 日  
接受日期:民國 102 年 12 月 30 日

\*通訊作者，電話: 03-5784208 ext 1256, E-mail: kevinkohila@nspo.narl.org.tw



具有防止電流逆流的功能，每一條 Solar String 都在充電調節電路系統（CR）內有一個對應的控制電路，此電路用來將其輸出端短路或將其電能傳入主電源通道（Main Bus）以提供電力。這 38 串電路的每串電路包含有 Solar Array String (SA), diode (SD)及 Charge regulator (CR)，它們具有相依性亦即在可靠度方塊圖上表示成串接，而這 38 串電路中既使壞掉一條，只要 37 串電路就能滿足任務需求，故稱其具有 37/38 備援設計。圖 3 之模組方塊 16\*8 cell battery 是指衛星電池模組具有 16 個並聯電池串設計，每串有 8 個電池芯（cell）串連，因為不能有任何故障，否則無法滿足任務需求，故在可靠度方塊圖上為串接關係，無備援設計。模組方塊主電路濾波電路系統（Bus Filter）提供電源濾波功能，在電路上是與衛星電池模組並聯，但在可靠度方塊圖上為串接關係。模組方塊可程式邏輯閘陣列控制晶片 FPGA\_A (PD1)與 FPGA\_B(PD6)控制輸出電力模組的開關，兩者為熱備援設計，在可靠度方塊圖上為並聯，可增加系統可靠度。其後模組方塊之切換器（switch）連接兩個輔助電力模組方塊二次電力分配電路（secondary power），這兩個 secondary power 與控制模組方塊 FPGA\_A (CR,PR)靠著一組繼電器 Relay 來切換，此為 cold redundant 設計，可大幅增加可靠度。另模組方塊 FPGA\_A (CR,PR) 與介面控制電路系統（INTF）、內部直流電源轉換器（Internal DC/DC）模組串聯，這三個模組彼此有相依性，且都有備援，故而串連，再並聯作熱備援。

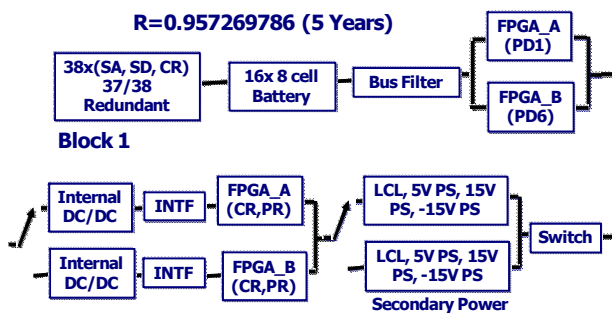


圖 3 電力次系統可靠度方塊圖

圖 4 是衛星電腦 CDMU 的可靠度方塊圖，在遙測衛星的實體上，有兩個相同的衛星電腦作為備

援設計，且在每一個衛星電腦內有兩組不同電源模組，分別為直流轉換電路 DCDC1 與 DCDC2，而且這兩組電源模組都有冷備援設計，亦即每一個衛星電腦內共有四組電源模組，其電源都來自同一電源電路，如電力次系統之 PCDU\_PD1\_CMDU A 電源電路。圖 4 可靠度方塊圖的 CD1 與 CD2 區塊，代表一個衛星電腦內四組電源模組的具有冷備援設計的可靠度方塊圖，而另一個衛星電腦亦有相同之可靠度方塊圖，兩者與被其供電之電路板形成可靠度方塊圖串接後，再形成可靠度方塊圖並聯的熱備援設計。

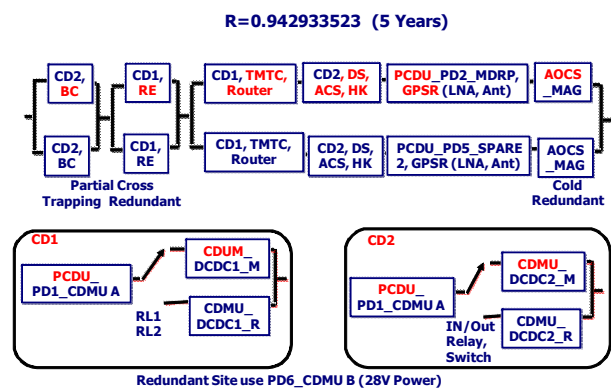


圖 4 衛星電腦 CDMU 可靠度方塊圖

可靠度方塊圖的設計，隨著系統電路設計與衛星操作模式，有時會相當複雜，可靠度方塊圖要完全對應實際電路設計，會變成如電路設計一般的複雜。所以在進行可靠度方塊圖的推導時，常會採取簡化設計，其原則是略為損失可靠度，來使可靠度方塊圖簡化，以免浪費時間在些微的準確度改善。例如圖 3 的 Bus Filter，其內容的電容有部分可能失效後，系統亦能工作，亦即該零件具有備援設計，但因影響很小，就將其簡化而忽略掉。又在衛星的電路設計中，常會發現元件之間的信號線是 Cross-Trapping 的設計，亦即從信號線看，元件之間為備援設計，但它們又共用電源，對電源而言，這些元件又變成串接關係。為簡化設計，就將共用電源之元件先串接，然後再並聯。

預估除了從功能方塊、介面圖與電路圖瞭解其串並聯的關係，最主要還是必須從功能的實際運作去考量。可靠度方塊圖的呈現，需要評估其影響的

整體性，若串連中的其中一個方塊受影響，其他的功能也會受到影響，例如：遙測系統 RSI，從前端的影像感應器 CMOS Sensors 到供電的次系統 PCDU，連接到後段的 X 頻段傳輸器，將遙測的影像傳至地面站，若其中一段若出問題，都會造成衛星遙測功能受影響。所以實際上從功能方塊圖轉換至可靠度方塊圖，需將功能完整的描述。

然而在遙測任務實際運作時，尚有部分衛星電腦 CDMU 對信號作處理，但由於依照電力供電關係應將衛星電腦 CDMU 獨立分析其可靠度。因此在實際執行上，我們根據電路串並聯 與供電關係，將衛星電腦 CDMU 與衛星姿態控制 ACS，結合全球定位系統接收機 GPSR、磁力計 MAG，與部分的電力次系統整合成一塊可靠度預估的方塊圖，如此可兼顧運算的方便性與功能的完整性，詳細說明請參閱參考文獻（蕭豐格，2012）與參考文獻（T. Fricke, 2012）。

## 2.2 可靠度預估公式

失效率與可靠度的關係，一般是使用韋伯指數公式（Muldhokar and Srivastava, 1993; Xie and Lai, 1996），其公式為

$$R = e^{-\lambda t} \quad (1)$$

（其中  $R$  為五年任務的可靠度， $e$  為指數符號， $\lambda$  為每百萬小時的失效率， $t$  為時間，其單位為小時，對遙測衛星而言，五年是 43800 小時）

對於熱備援設計，其可靠度公式為

$$R = 2e^{-\lambda t} - e^{-2\lambda t} \quad (2)$$

（其中  $R$  為熱備援設計後的可靠度， $e$  為指數符號， $\lambda$  為每百萬小時無熱備援設計時其單獨元件的失效率， $t$  為時間）

對於冷備援的系統，其可靠度公式為

$$R = e^{-\lambda t} + \lambda e^{-\lambda t} (1 - e^{-(\lambda_s + r\lambda)t}) / (\lambda_s + r\lambda) \quad (3)$$

（其中  $R$  為冷備援設計後的可靠度， $e$  為指數符號， $\lambda$  為每百萬小時無冷備援設計時其單獨元件的

失效率， $t$  為時間，以五年單位為例， $\lambda_s$  為切換零件之失效率， $r$  為冷備援系統與主要系統的失效率比值）

由於冷備援的公式與我們實際的設計有些微不同，冷備援公式為主動與備援（active-stand by）架構，兩者可同時運作，而衛星實際的設計是使用繼電器或切換器將需要備援的系統進行切換，兩者不會同時運作。根據實際操作模式，我們將冷備援並聯架構略修改為，前端有一個虛擬的繼電器，來達到實際操作的模式。例如：圖 4 中衛星電腦 CD1 的方塊中將並聯的 CDMU DCDC 方塊置入一個虛擬的繼電器，就可以套用公式(3)運算，這時需要將虛擬繼電器的失效率設為零，以符合實際估算。

完成可靠度方塊圖後，接著進行可靠度估算，首先計算可靠度方塊中每個模組方塊的失效率，可使用 parts count 的方法計算零件失效率，將模組方塊內的所有零件失效率相加，得到模組方塊的失效率，再用公式(1)得到模組方塊的可靠度。得到每一個方塊的可靠度後，再依據可靠度的串並聯關係，使用對應公式計算求各次系統的可靠度預估值，再將各次系統的可靠度相乘，即可得到系統的可靠度預估值。

我們用底下表 1 的例子來說明計算的方式，表 1 方塊圖 CD1 中項次 1 衛星電腦 A 區的供電系統 PD1\_CDMU A 因為常駐系統，其失效率為 5.662E-08，五年可靠度為 0.997523117。項次 2 繼電器 RL1 其失效率為 1.8249E-08，項次 3 繼電器 RL2 失效率為 7.2998E-09。項次 4 衛星電腦主要直流轉換系統 CDMU\_DCDC1\_M 累加的失效率總和為 7.27808E-07，項次 5 失效率累加繼電器 RL1、RL2 與冷備援的衛星電腦主要直流轉換系統 CDMU\_DCDC1\_M，其百萬小時失效率為 9.83E-08。項次 6 可靠度方塊 CD1 帶入公式（3），並且與項次 1 相乘，得出的可靠度為 0.996960683。

其他次系統如電力次系統的可靠度預估，先經過模組方塊的計算，再將每個圖 3 中每個方塊的可靠度依照對應的公式算出來，並將方塊中的可靠度相乘，最後得到的系統可靠度預估值為 0.957。我們依照次系統的屬性將每個次系統的可靠度方塊

圖呈現於圖 5，依照圖 5 將其他的次系統利用同樣的方法算出來，結果如表 2 衛星五年任務可靠度預估。欄位名稱 Block 為次系統的可靠度區塊、Element 為主要方塊單元、Red 為備援的情況，例如：Element FPA\_MB 1/2 表示有兩套 FPA Mother Board，其中一塊為備援設計，R 為五年的可靠度，最終的計算結果顯示衛星五年的可靠度為 0.748，優於目標值 0.6。

從圖 5 我們可以看出電力次系統中有類似單點失效的物件，例如：衛星電池組 Battery。經過

研究，我們電池組的成為 8 串 16 並的結構，若單顆電池芯 (cell) 有問題頂多會使整串 cells 失效，並不危及整個電池組。由於衛星電池組接地 (grounding) 前的電容 (capacitor) 具有自我療癒 (self-healing) 的功能 (可將原本 capacitor 短路的失效模式燒成開路的失效模式)，且設計為多個具有 self-healing 功能的 capacitors 所並聯組成，可增加可靠度。經由 capacitor 的資料 (data sheet) 得知 self-healing 的功能並沒有百分之百保證可以燒成開路，建議可以用更保守的設計，來完成任務。

表 1 衛星電腦 CD1 可靠度預估

| 項次 | 區塊  | 名稱                        | 失效率(百萬小時)   | 可靠度 (五年)          |
|----|-----|---------------------------|-------------|-------------------|
| 1  | CD1 | PD1_CDMU A                | 5.662E-08   | 0.997523117       |
| 2  | CD1 | RL1                       | 1.8249E-08  | (冷備援系統,此處不單獨算可靠度) |
| 3  | CD1 | RL2                       | 7.2998E-09  |                   |
| 4  | CD1 | CDMU_DCDC1_M              | 7.27808E-07 |                   |
| 5  | CD1 | RL1+RL2+0.1(CDMU_DCDC1_M) | 9.83E-08    |                   |
| 6  | CD1 | CD1 可靠度                   |             | 0.996960683       |

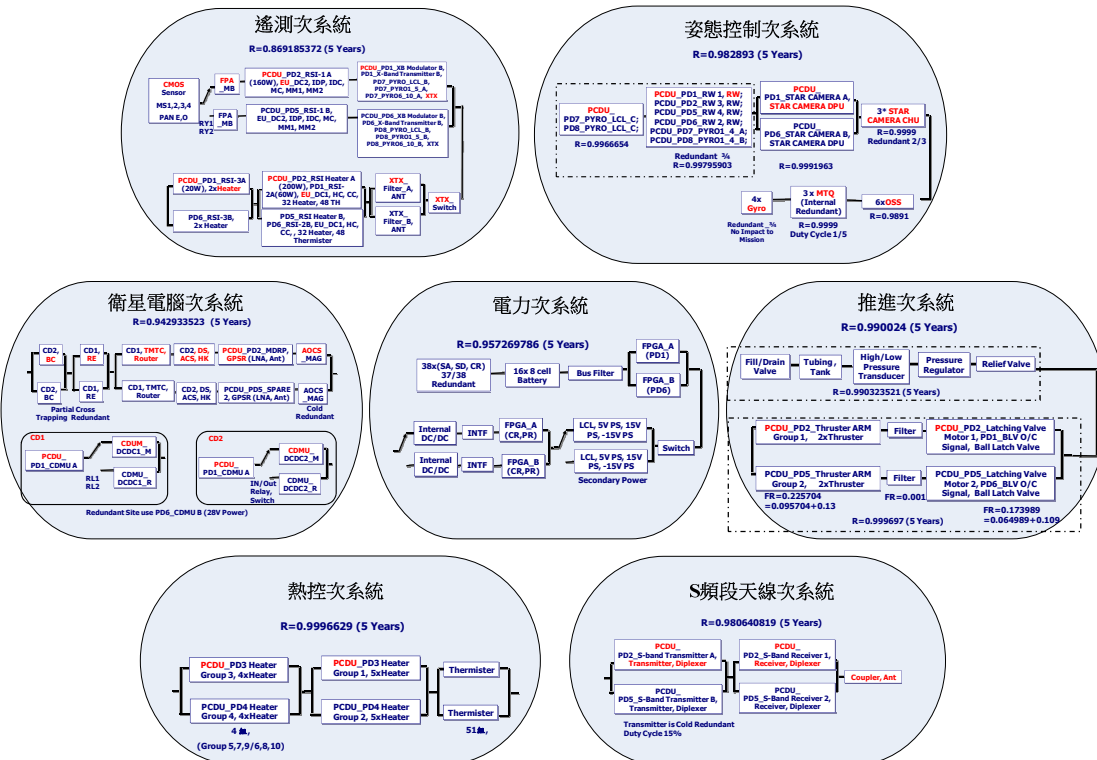


圖 5 衛星次系統可靠度方塊圖

表 2 衛星五年任務可靠度預估

| 可靠度方塊 Block                                       | 方塊單元 Element           | 備援 Red | 可靠度 R       |
|---------------------------------------------------|------------------------|--------|-------------|
| FPA, EU, X-Band,<br>Partial PCDU<br>(0.869185372) | CMOS                   | 1/1    | 0.955       |
|                                                   | FPA_MB                 | 1/2    | 0.918626813 |
|                                                   | X-Band Switch          | 1/1    | 0.9999768   |
|                                                   | X-Band_Filter, ANT     | 1/2    | 0.9999999   |
|                                                   | PCDU_PD2_RSI Heater    | 1/2    | 0.99360154  |
|                                                   | PCDU_PD1_RSI-3A Heater | 1/2    | 0.999990179 |
| CDMU/AOCS<br>(0.942923357)                        | CD2, BC                | 1/2    | 0.999847352 |
|                                                   | CD1, RE                | 1/2    | 0.998757312 |
|                                                   | CD1&2                  | 1/2    | 0.944240711 |
| EPS                                               |                        |        | 0.957269786 |
| AOCS, Partial PCDU                                |                        |        | 0.982893    |
| S-Band, Partial PCDU                              |                        |        | 0.980640819 |
| RCS, Partial PCDU                                 |                        |        | 0.990024    |
| TCS, Partial PCDU                                 |                        |        | 0.9996629   |
| 可靠度總計 Total                                       |                        |        | 0.748       |

### 3. 結論

遙測衛星是一個具有備援設計且複雜的系統，要分析其系統可靠度，首先須徹底瞭解每個元件間的關係，檢查其信號線與電源線是否跨接電源，是否有開關關閉之功能。依據元件單元之間的相依關係，製作出其可靠度方塊圖，而後依據方塊圖，尋找適用的計算公式使用，若無合適的公式，則將依據其運作特性推導公式，每一個方塊單元內之零件大都是有相依性，可靠度的計算是先計算其失效率，若其內元件都是相依性則只是相加失效率，就可得到方塊單元的失效率。

考慮電力供應的走線、冷備援、熱備援設計與實際操作的情況，根據五年的任務，目前預估的可靠度為 0.748，優於我們先前訂的五年可靠度目標 0.6。未來，由於設計改進增加了保護電路、接地濾波所並接的電容與其他元件，這些將會降低可靠度預估，我們將視需要再作可靠度預估的更新。

### 致謝

首先感謝各次系統工程師於這段期間提供的寶貴建議，讓預估更精準。另外，由於計畫的支持，我們得以使用豐沛的人力與文件資源，達到預估目標，這要感謝計畫主持人的支持。所有在中心的計畫與資源都支持我們可靠度的預估，誠摯感謝本中心主任、副主任的支持，讓品保組得以使用所有資源並順利執行可靠度預估的工作。

### 參考文獻

- 許吉元，2009。CDMU RE Board Design Report, 國家太空中心，國家太空中心。
- 陳麗美，2011。TTC Design Report-CDR, 國家太空中心，國家太空中心。
- 楊偉斌，2011。PCDU Design Description Report，中山科學研究院，國家太空中心。
- 蕭豐格，2012。CMOS 型聚焦面組合研製關鍵設計審查報告，微像科技，國家太空中心。

- American Military, 1991. Military Handbook Reliability Prediction of Electronic Equipment, American Military, American Military.
- G.S. Muldholkar, D.K. Srivastava, 1993. Exponentiated Weibull family for analyzing bathtub failure-rate data, IEEE Trans. Reliab., 42: 299-303.
- IEEE, 2007. IEEE Standard 493-2007-Recommended Practice for the Design of Reliable Industrial and Commercial Power Systems, American Military, Institute of Electrical and Electronics Engineers, Inc, IEEE.
- M. Xie and C. D. Lai, 1996. Reliability analysis using an additive Weibull model with bathtub-shaped failure rate function, Reliability Engineering and System Safety, 52(1): 87-93.
- T. Fricke, 2012. Magnetometer FGM-A-75 Design Description and User Manual, ZARM, NSPO.
- UTE, 2011. UTE C80-811:2011 Reliability Methodology For Electronic Systems - Fides Guide 2009 Issue A, Association Francaise de Normalisation, afnor.

# Remote Sensing Satellite Reliability Prediction

Tsung-Ping Lee <sup>1\*</sup> Jar-Chen Pong <sup>2</sup>

## ABSTRACT

Remote Sensing satellite shall be provided with complex redundant functions owing to its high reliability requirement. However, for generating its corresponding reliability block diagrams come from understanding operational scenarios, dependencies between the electrical circuits in the system and following the circuit's characteristics. For a reliability block diagram contained redundant designs, normally the corresponding mathematical formulas of that reliability can be mapped accordingly. If no proper formula for that design can be used, the derivation of the fitting equations is necessary. In the reliability block diagram, most of the internal electrical parts have serial relationships. Hence, a grand total of the failure rates of the electrical parts can retrieve the failure rate in that block unit. Furthermore, to follow the reliability block diagram can evaluate the prediction of system reliability. This paper will describe the processes of reliability prediction in the Remote Sensing satellite system for referring in the future missions or predicting other complex systems.

**Keywords:** Remote Sensing satellite, Reliability Prediction

---

<sup>1</sup> Assistant Researcher, National Applied Research Laboratories, National Space Organization

<sup>2</sup> Engineer and Division Director, National Applied Research Laboratories, National Space Organization

\*Corresponding Author, Phone: 886-3-5784208 ext 1256, E-mail: kevinkohila@nspo.narl.org.tw

Received Date: Jul. 01, 2013

Revised Date: Dec. 20, 2013

Accepted Date: Dec. 30, 2013

# 福衛五號非同步取像及其影像模擬

黃楓台<sup>1\*</sup> 劉小菁<sup>2</sup> 李芸珊<sup>3</sup>

## 摘要

福爾摩沙衛星五號(以下簡稱福衛五號)搭載一個黑白 2 米,彩色 4 米的遙測影像儀,是我國第一顆完全自主發展的高解析度遙測衛星。為了提升福衛五號取像的效率,增加一個所謂「靈活取像」(Smart Agility Imaging Mode)的非同步取像模式,使得福衛五號能沿地面特定方向以「邊轉邊照」方式取像。為了驗證「靈活取像」的可行性,太空中心依據遙測衛星取像程序完成系統的驗證,首先是非同步取像衛星姿態演算法的發展,接著是非同步取像衛星姿控演算法的開發,最後則是非同步取像模擬影像的展示。本文主要目的是介紹太空中心在非同步取像衛星姿態計算及其衛星影像模擬製作的發展。

**關鍵詞：**福衛五號、靈活取像、非同步取像、模擬影像

## 1. 前言

福衛五號是我國第一顆由設計到組裝完全自主發展的高解析度遙測衛星,其搭載一個提供黑白 2 米,彩色 4 米影像的遙測影像儀,預計 2015 年發射。為了提升福衛五號對地面取像的效率,太空中心針對福衛五號的設計增加了一個「靈活取像」模式(Smart Agility Imaging Mode)。太空中心對「靈活取像」的定義是指衛星以「邊轉邊照」方式,沿地表特定路徑取像,為達此目的福衛五號需具備非同步取像(Asynchronous Imaging)的能力。

一般而言,以推掃方式(push-broom)取像的遙測衛星大多採取同步取像模式,也就是說衛星沿地表取像時,衛星遙測影像儀推掃方向與速率與衛星地面軌跡速率相同方向平行,若以衛星姿態來說,在同步取像模式下,衛星姿態相對於 LVLH 座標(Local Vertical Local Horizontal)是一定值不隨時間改變。不滿足前述條件即可稱為非同步取像模式。非同步取像模式可以分成兩類,一是衛星遙測影像儀推掃方向與衛星地面軌跡方向平行但速率大小不同,二是衛星遙測影像儀推掃速率與衛星地面軌跡速率大小相同,但方向不同。福衛五號在「靈活

取像」模式(Smart Agility Imaging Mode)下是採取後者的非同步取像模式來進行,為了使福衛五號能執行沿特定方向,例如沿經線取像,我們在地面必須事先計算出衛星姿態運動的變化情形。在世界上福衛五號並不是第一顆提出「靈活取像」模式的衛星,其他國家衛星,例如:美國的 QuickBird 衛星、法國的 Pleiades 衛星等,也都具有類似的功能。關於衛星非同步取像的公開文獻並不多,因此太空中心僅能藉由福衛二號的發展經驗,自我摸索遙測衛星非同步取像的相關技術,包括衛星地面排程、衛星姿態控制等。自太空中心提出福衛五號具備非同步取像功能後,也引起國內學者對相關問題研究的興趣,如(廖晨福,2011)利用不同衛星姿態角變化,探討衛星影像的形變,並以地面控制點求得衛星外方位參數,探討幾何上所產生的誤差,進行影像改正與分析。

為了能夠在福衛五號上具體實現「靈活取像」的功能,太空中心依據遙測衛星取像流程,分成三步驟完成系統的驗證,首先是非同步取像衛星姿態演算法的發展,接著是非同步取像衛星姿控演算法的開發,最後則是依據排程系統所規劃非同步取像區域模擬影像的展示。

<sup>1</sup> 國家太空中心系統工程組 副研究員

<sup>2</sup> 國家太空中心系統工程組 正工程師

<sup>3</sup> 國家太空中心衛星影像組 佐理工程師

\*通訊作者, 電話: 03-5784208 ext. 1039, E-mail: fthwang@nspo.narl.org.tw

收到日期:民國 102 年 07 月 05 日

修改日期:民國 102 年 08 月 14 日

接受日期:民國 102 年 10 月 14 日

本文主要目的是介紹太空中心地面影像系統在非同步取像方面的一些研究成果，本文共分為五節，除第一節為前言外，第二節介紹福衛五號非同步取像模式姿態計算的演算法，第三節為演算法的進一步討論，第四節為非同步取像影像製作程序與模擬結果，最後一節則是結論。

## 2. 非同步取像衛星姿態計算

福衛五號在執行「靈活取像」任務前，我們必須在地面事先計算衛星姿態變化，而後轉換成指令上傳給衛星。一般而言，在星載電腦上，衛星姿態是表示成一組相對於 LVLH 座標下的姿態值。要計算衛星取像時的姿態角，我們首先依偏航角(yaw)、俯仰角(pitch)、滾轉角(roll)順序，(或 3-2-1 順序)，得到一個 LVLH 座標到本體(Body)座標的轉換矩陣，表示如下

$$\mathbf{R}_{\text{LVLH} \rightarrow \text{Body}} = \begin{pmatrix} c\theta \cdot c\psi & c\theta \cdot s\psi & -s\theta \\ -c\phi \cdot s\psi + s\phi \cdot s\theta \cdot c\psi & c\phi \cdot c\psi + s\phi \cdot s\theta \cdot s\psi & s\phi \cdot c\theta \\ s\phi \cdot s\psi + c\phi \cdot s\theta \cdot c\psi & -s\phi \cdot c\psi + c\phi \cdot s\theta \cdot s\psi & c\phi \cdot c\theta \end{pmatrix}_{3 \times 3}, \quad (1)$$

其中  $c$  與  $s$  分別代表  $\cos$  與  $\sin$  函數，而  $\psi$ 、 $\theta$  與  $\phi$  為尤拉角，分別為偏航角、俯仰角與滾轉角 (Wertz, 1978)。接著，若設遙測影像儀鏡頭方向為沿著本體座標系統的  $z$  軸，飛行方向為  $x$  軸，而  $y$  軸依右手定則來決定。衛星轉動後，遙測影像儀鏡頭方向相對於 LVLH 座標，可以表示為

$$\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}_{\text{RSI/Body}} = \mathbf{R}_{\text{LVLH} \rightarrow \text{Body}} \begin{pmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{pmatrix}_{\text{RSI/LVLH}}, \quad (2)$$

其中  $u_x$ 、 $u_y$  與  $u_z$  為相對於 LVLH 座標下，由衛星在軌道上的位置指向取像目標點單位向量的分量。最後，當衛星位置與取像目標點已知，我們可以由式(2)求得衛星相對於 LVLH 座標的姿態角(俯仰角與滾轉角)

$$\theta = \tan^{-1} \left( \frac{u_x \cos \psi + u_y \sin \psi}{u_z} \right) \quad (3)$$

與

$$\phi = \sin^{-1}(u_x \sin \psi - u_y \cos \psi), \quad (4)$$

在式(3)與式(4)當中，偏航角  $\psi$  是一個獨立變量，在計算衛星姿態時必須先決定偏航角的大小。另外，為了獲得衛星沿非地面軌跡方向取像衛星姿態的變化，我們首先在遙測影像儀推掃的方向，決定一系列離散的取像點，而後計算在 LVLH 座標下每個時刻衛星對這些目標點取像的瞬間姿態，將這些姿態角(偏航角、俯仰角與滾轉角)分別以連續函數來擬合，便可以得到衛星在非同步取像模式下，衛星姿態角的變化(Hwang & Liu, 2008)。福衛五號非同步取像姿態變化計算的概念，如圖一所示。

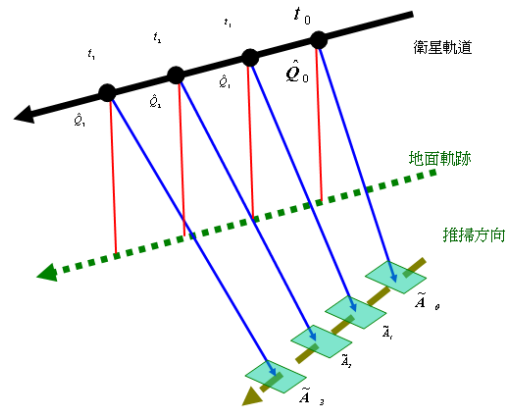


圖 1 福衛五號非同步取像姿態計算概念圖

因此，若衛星位置與速度、地面推掃方向與取像時間  $n$  秒已知，則非同步取像姿態計算可以由下面演算法來具體實踐：

### 非同步取像衛星姿態計算演算法

步驟一：給定地面推掃方向，計算沿推掃方向取像序列點的座標  $A_0$ 、 $A_1$ 、 $A_2 \cdots A_n$ 。

步驟二：選取衛星在軌道上到第一個取像點  $A_0$  距離最小的時刻，作為初始取像時刻  $t_0$ ，令  $j=0$ 。

步驟三：選取一偏航角值  $\psi_j$ 。

步驟四：依據公式(3)與公式(4)，計算時刻  $t_j$  衛星的俯仰角  $\theta_j$  與滾轉角  $\phi_j$ ，令  $j=j+1$ 。

步驟五：當  $j < n+1$ ，跳至步驟三，否則執行步驟六。

步驟六：利用  $\psi_j$ 、 $\theta_j$ 、 $\phi_j$ ，計算衛星姿態初始值與變化速率。

### 3. 演算法討論

第二節當中我們闡述了衛星在非同步取像模式下，衛星相對於 LVLH 座標下姿態隨時間變化的計算方式，本節針對上述演算法作更進一步討論，包括：沿推掃方向取像序列點的選取，偏航角值的選取，以及衛星姿態初始值與變化速率的計算。

#### 3.1 推掃方向取像序列點選取

一般而言，在同步取像模式下，只要給定一取像點座標即可算出衛星取像時的姿態，在取像過程衛星相對於 LVLH 座標姿態保持不變，而對於非同步取像模式，推掃方向的選擇，則是透過地表上兩個點座標來決定，例如要由台南市(緯度  $23^{\circ}09'$ ，經度  $120^{\circ}17'$ )到恆春鎮(緯度  $21^{\circ}59'$ ，經度  $120^{\circ}45'$ )間取像。通過地表上兩個點的路徑有無限多條，一種直覺且簡單的方式是將地表兩點由平面地圖上的一直線來決定，我們稱為線性模型，另一種方式則是取通過地表上兩個點的大圓其中一段弧線，我們稱為大圓模型，第一種處理方式是將一個三維球面問題以二維平面來處理。

##### 3.1.1 線性模型與大圓模型比較

###### A. 線性模型

通過球面兩點  $P_1 = (\alpha_1, \delta_1)$  與  $P_2 = (\alpha_2, \delta_2)$  的線性方程式，可表為

$$\delta = \left( \frac{\delta_2 - \delta_1}{\alpha_2 - \alpha_1} \right) (\alpha - \alpha_1) + \delta_1, \quad (5)$$

其中  $\alpha$  為經度， $\delta$  為緯度，要注意的是式(5)不適用於經度相同的兩個點。

###### B. 大圓模型

通過球面兩點  $P_1 = (\alpha_1, \delta_1)$  與  $P_2 = (\alpha_2, \delta_2)$  的大圓方程式，可表示如下

$$\tan \delta = \begin{cases} \frac{\tan \delta_1}{\sin \beta_1} \sin(\alpha - \alpha_1 + \beta_1) & (\delta_1 \neq 0) \\ \frac{\tan \delta_2}{\sin(\alpha_2 - \alpha_1)} \sin(\alpha - \alpha_1 + \beta_1) & (\delta_1 = 0) \end{cases}, \quad (6)$$

其中  $\beta_1$  為輔助計算值，定義如下

$$\cot \beta_1 = \left( \frac{\tan \delta_2}{\tan \delta_1} \right) \frac{1}{\sin(\alpha_2 - \alpha_1)} - \cot(\alpha_2 - \alpha_1), \quad (7)$$

要注意的是上面公式並不適用於  $\alpha_1 = \alpha_2$  或  $\delta_1 = \delta_2$ ，也就是說兩點位於同一經度或兩點位於同一緯度的情形。兩點位於同一經度，則有一大圓通過此二點，若兩點位於同一緯度，除了此二點同時位於赤道外，沒有一大圓通過此二點。

圖二表示通過  $P_1 = (119.333, 23)$  與  $P_2 = (118.323, 22.938)$  兩點(約衛星一秒地面所走的距離)，大圓與線性模型的結果。圖三表示大圓與線性模型所算出緯度的差距，差距最大約 0.0000072 度。當所取的兩點距離越大時，用大圓與線性模型所算出兩條「直線」間緯度的差距會越大(黃楓台及劉小菁，2009)。

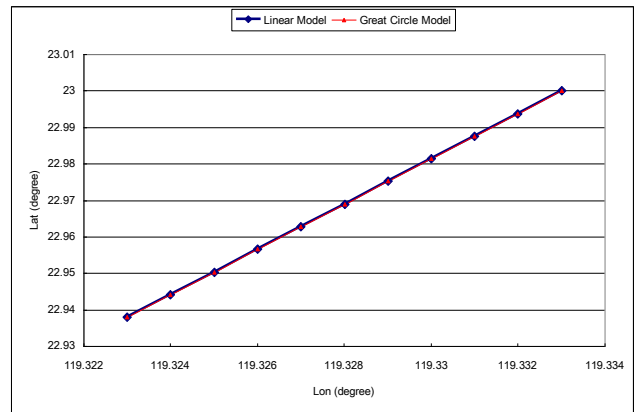


圖 2 通過兩點大圓與直線模型結果

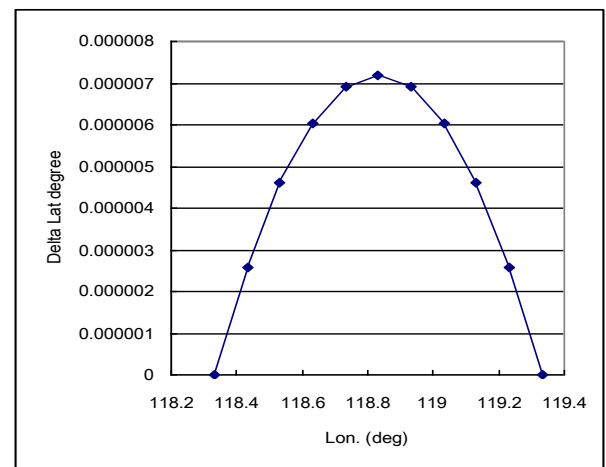


圖 3 大圓與線性模型緯度差

### 3.1.2 大圓推掃方向取像點選取方式

為避免以二維平面處理三維球面問題所產生的誤差，我們提出一種利用基本球面幾何與三角沿大圓方向選取等距離一系列取像點位置的方式 (Lee and Hwang, 2012)，其主要概念敘述如下：給定一個在球面上初始取像點  $A$  以及球面上另一點  $B$ ，設衛星推掃方向是沿著通過  $A$ 、 $B$  兩點的大圓前進，另一方面，也有一條通過  $A$ 、 $B$  兩點的直線，如圖四中點虛線所示。要計算在大圓上一系列等間距的取像點  $P_i$  ( $i=1,2,\dots$ )，我們首先計算在直線  $AB$  上一系列的點  $Q_i$ ，而後選擇一個尺度變量  $\rho_i$  經由  $OP_i = \rho_i OQ_i$  得到點  $P_i$  的座標。

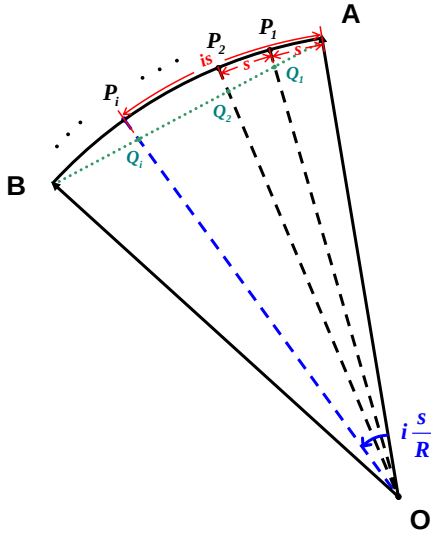


圖 4 大圓取像點示意圖

設地球為一球體，其中心點在地心地固直角 (ECEF) 座標系為  $O^T = (0,0,0)$ ，而地球面上  $A$ 、 $B$  兩點座標分別為  $A^T = (x_1, y_1, z_1)$  與  $B^T = (x_2, y_2, z_2)$ ， $R$  為地球半徑。地球大圓上一點  $P_i$ ， $OP_i$  可以表示為

$$OQ_i = (1-t_i)OA + t_iOB, \quad i=1,2,\dots, \quad (8)$$

其中  $t_i \geq 0$ 。而介於  $OQ_i$  與  $OA$  的弧角  $i s/R$ ，滿足下面三角關係式

$$\cos\left(i \frac{s}{R}\right) = \frac{OA \cdot OQ_i}{R \cdot |OQ_i|}, \quad i=1,2,\dots \quad (9)$$

因此我們可以經由求解一系列的一元二次方程式  $at_i^2 + bt_i + c = 0$ ，得到  $t_i$ ，其中

$$a = [R^2 - (x_1x_2 + y_1y_2 + z_1z_2)] \cdot [2R^2 \cos(i \frac{s}{R}) - R^2 + x_1x_2 + y_1y_2 + z_1z_2] \quad (10)$$

$$b = 2R^2(x_1x_2 + y_1y_2 + z_1z_2 - R^2)[\cos^2(i \frac{s}{R}) - 1] \quad (11)$$

$$c = R^4[\cos^2(i \frac{s}{R}) - 1] \quad (12)$$

而  $a$ 、 $b$  與  $c$  的值是指標  $i$  的函數。一旦我們得到  $t_i$  則由式(8) 可得  $Q_i$  的位置，而每一點  $P_i$  則可經由

$$OP_i = \rho_i OQ_i, \quad (13)$$

求得，其中尺度變量  $\rho_i$  可表示為

$$\rho_i = \frac{R}{\sqrt{(2t_i^2 - 2t_i + 1)R^2 + 2t_i(1-t_i)(x_1x_2 + y_1y_2 + z_1z_2)}} \quad (14)$$

利用上述方法我們可以得到一組沿大圓方向等間距的取像點，對非同步取像模式，上述方法中唯一的參數  $s$ ，我們可以選擇等於衛星在單位時間(例如：1 秒)在地球面上行走的距離。

### 3.2 偏航角選取

在式(3)與式(4)計算衛星俯仰角與滾轉角中，偏航角為一個獨立變量，可以為任意值，不同偏航角的選取會影響遙測影像儀當中線陣列(linear array)感測器與推掃方向之間的夾角。在同步取像模式下，一般而言會選擇最簡單方式，也就是令偏航角等於零，所以式(3)與式(4)可以進一步表為

$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{u_x}{u_z}\right) \quad (15)$$

與

$$\phi = \sin^{-1}(-u_y) \quad (16)$$

在非同步取像模式下，特別是針對時間遲滯積分 (Time Delay Integration, TDI) 感測器，希望線陣列感測器在地球表面上的投影與推掃方向在取像過

程當中保持垂直，以維持衛星影像的品質，我們則是可以透過疊代方式，修正衛星偏航角大小，使其線陣感測器地面投影方向與推掃方向呈 90 度。具體作法說明如下：設  $P_1$  為時刻  $t_1$  衛星地面推掃方向上的一點， $P_2$  為時刻  $t_1 + 1$  衛星地面掃瞄線上的一點，定義  $P_1P_2$  為時刻  $t_1$  衛星地面掃瞄方向，而  $P_3$  為時刻  $t_1$  遙測影像感測器端點到地面投影的位置， $P_1P_3$  為時刻  $t_1$  衛星地面推掃點到感測器端點地面投影位置的方向  $P_1P_3$ ，為偏航角的函數，我們的目標是選擇一偏航角使得  $P_1P_2$  與  $P_1P_3$  垂直，也就是說  $P_1P_2$  與  $P_1P_3$  點積(dot product)等於 0。設初始偏航角分別等於 0 度與 90 度或 0 度與 -90 度，利用二分逼近法可以疊代算出一偏航角使得  $P_1P_2$  與  $P_1P_3$  垂直，依此可以計算時刻  $t_1 + 1$ 、 $t_1 + 2$  等時刻的一組偏航角，將此組偏航角代入式(3)與式(4)，即可得到相對應俯仰角與滾轉角的變化。

### 3.3 衛星姿態初始值與變化速率的計算

遙測衛星進行非同步取像時，不論是由式(3)與式(4)，偏航角不等於零的情況，或是式(15)與式(16)，偏航角等於零的情況，由於衛星位置到目標點的方向隨時間不斷改變，再加上反正弦與反正切函數的特性，衛星姿態相對於 LVLH 座標成非線性變化。為配合福衛五號衛星姿態控制系統設計，我們分別利用三個線性函數來近似衛星的偏航角、俯仰角與滾轉角的變化，

$$\begin{cases} \bar{\psi} = a_{\psi}t + b_{\psi} \\ \bar{\theta} = a_{\theta}t + b_{\theta} \\ \bar{\phi} = a_{\phi}t + b_{\phi} \end{cases}, \quad (17)$$

其中  $\bar{\psi}$ 、 $\bar{\theta}$  與  $\bar{\phi}$  分別表示偏航角、俯仰角與滾轉角的近似值，而  $a_{\psi}$ 、 $b_{\psi}$ 、 $a_{\theta}$ 、 $b_{\theta}$ 、 $a_{\phi}$ 、 $b_{\phi}$  為三個線性函數的係數，這些係數我們可以透過最小平方方法獲得。

係數  $a_{\psi}$ 、 $a_{\theta}$ 、 $a_{\phi}$  定義為偏航角、俯仰角與滾轉角變化速率， $b_{\psi}$ 、 $b_{\theta}$ 、 $b_{\phi}$  則代表偏航角、俯仰角與滾轉角的初始值。

## 4. 非同步取像影像模擬

模擬的衛星遙測影像，在影像處理系統的發展過程當中，扮演著一個重要的角色，它除了可以作為任務成果的展示外，也可以作為驗證演算法與測試影像等用途。本節中，我們首先模擬衛星執行非同步取像任務，使得衛星沿台灣西南部沿海取像，如圖五所示。計算出衛星每秒姿態變化，並利用最小平方方法求得衛星姿態角變化速率與初始值，其結果如表一所列，而姿態隨時間變化，如圖六所示。我們利用此組衛星軌道與衛星姿態資料，接著產生衛星非同步取像模式的模擬影像。模擬影像產生程序在 4.1 節詳細說明。

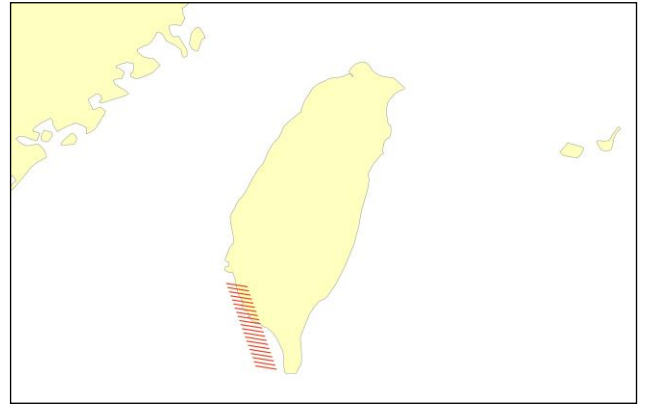


圖 5 星非同步取像地面覆蓋圖

表 1 衛星非同步取像初始姿態與角度變化率

|               | 偏航角 | 俯仰角     | 滾轉角     |
|---------------|-----|---------|---------|
| 姿態初始角 (deg)   | 0   | -0.1281 | -1.7406 |
| 角速率 (deg/sec) | 0   | 0.01480 | 0.1832  |

### 4.1 模擬影像產生程序

為產生模擬影像(raw image)，我們使用以下的資料檔，包括：福衛二號影像、RPC 加上 100 公尺 DEM 資料、模擬拍攝衛星軌道與姿態資料(如圖六)，而模擬影像是由衛星軌道、姿態與相機模型(camera model)資訊，求取衛星遙測影像儀像元向

量與地面交點的精密幾何方式產生，具體程序敘述如下(Liu *et al.*, 2008)。

### 模擬影像產生程序

步驟一：根據遙測影像儀相機定位參數，針對每一 (line, pixel) 座標(i, j)，求得以衛星本體座標系上的視線(line-of-sight)向量。

步驟二：運用模擬的地球慣性座標(ECI)四元素(quaternion)求得衛星本體座標至地球慣性座標的轉換，藉以求得地球慣性座標系視線向量，接著轉換地心地固(ECEF)座標視線向量。

步驟三：以地心地固座標視線向量與模擬的衛星軌道地心地固座標位置向量，求取視線與地球的交點。

步驟四：將交點的地心地固座標轉換到大地座標(經緯度)。

步驟五：運用 RPC 參數將經緯度對應到(mapping)福衛二號 L1A 影像(i', j')

步驟六：雙線性重採樣(Bi-Linear resample)以獲得(i, j)影像灰階值

步驟七：將步驟六得到灰階值寫入輸出的模擬影像。

產生模擬影像的基本原理與概念(步驟一到步驟六)，如圖七所示。

## 4.2 模擬影像結果

利用上述步驟我們可以產生非同步取像模擬影像。圖八(左)為福衛二號 L1A 影像，其中黃色範圍是模擬拍攝區域概略圖，而產生的非同步取像模擬原始影像，如圖八(右)所示。本研究只輸出部分區域，但由地物比對已能確認拍攝方向與圖五方向一致，由圖八(右)可以觀察到，由於滾轉角速率大，因此造成影像有較大的變形。若將此模擬的原始影像處理成 Level 2 影像，則可進一步驗證幾何上的精確性。

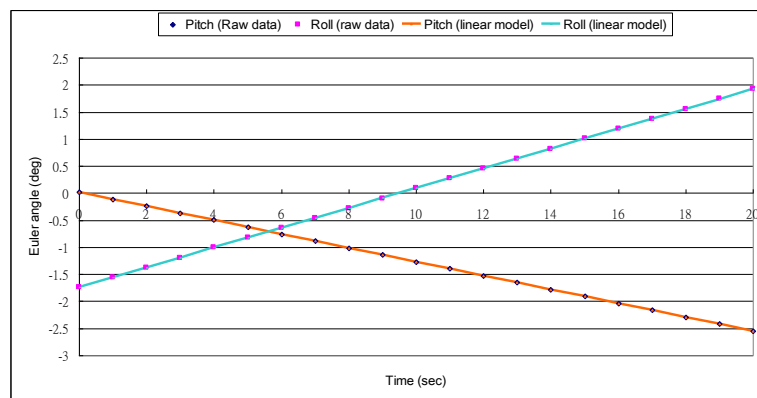


圖 6 衛星非同步取像姿態變化圖

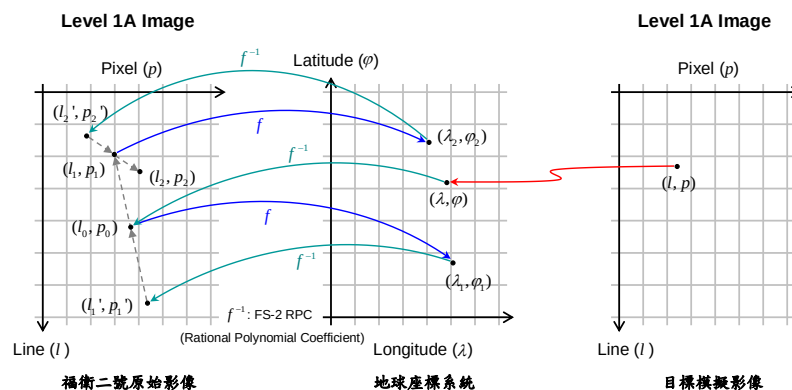


圖 7 模擬影像產生原理示意圖

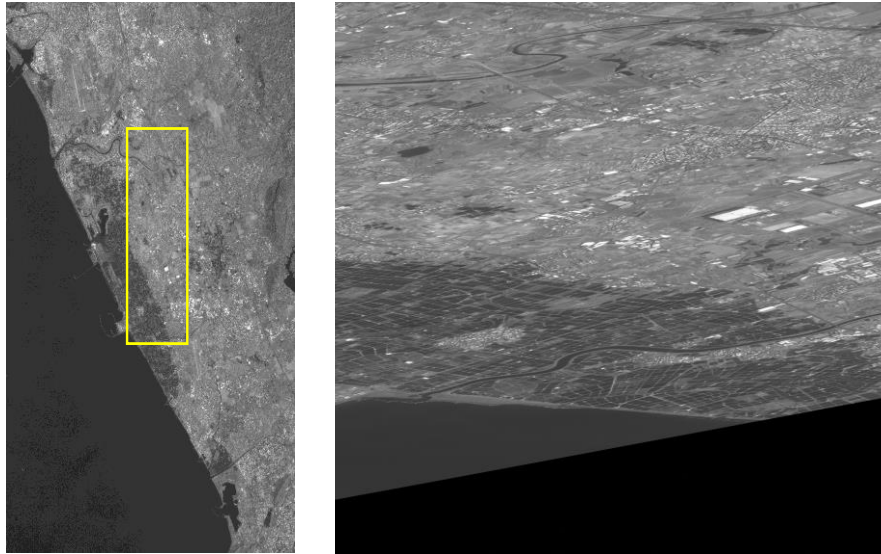


圖 8 (左)原始檔衛二號 L1A 影像，(右)非同步取像模式模擬 L1A 影像

## 5. 結論

為了提升福衛五號對地面取像的效率，太空中心在福衛五號的設計增加了一個可以邊轉邊照的非同步取像模式，使得福衛五號衛星能沿地表特定方向取像。衛星排程系統首先計算衛星在非同步取像模式下沿某一特定方向取像姿態的變化，以此作為衛星導引的基礎，根據此一基礎設計衛星姿控演算法，進而模擬在太空環境下福衛五號非同步取像模式下擬真的姿態變化與擾動，以此擬真姿態製作模擬影像，以驗證成像品質。對此取像方式，不論是在地面的衛星排程或是在空中的衛星姿軌控制設計上都是一個具挑戰的課題。

本文介紹了太空中心在非同步取像衛星姿態計算與模擬影像製作的一些研究成果，首先在非同步取像衛星姿態演算法的發展方面，我們利用衛星姿態連續變化的特性，沿特定取像方向選取一系列等距的不同取像點，分別求出對每個取像點的取像姿態，最後計算衛星姿態初始值與角速度。對於沿特定方向選取像點的方法，太空中心也利用球面幾何方式，推導出得到一組沿某一大圓方向等距點位的演算式。而在模擬影像製作方面，則是經由精密幾何校正方法搭配 RPC 做影像反投影獲得。這些成果不僅可以做為衛星發射前，非同步取像功能的驗證，也可以作為後續影像校正與成像品質分析的

依據。

## 參考文獻

- 廖晟福，2011，衛星靈活取像模式之模擬與分析，國立台灣大學土木工程研究所碩士論文
- 黃楓台、劉小菁，2009，福衛五號非同步取像模擬與影像品質分析，國家太空中備忘錄 A023-MEMO-09-SI-002
- Hwang F.T. and Liu Cynthia, 2008, "Asynchronous Imaging Mode Simulation and Its Effect on TDI-CCD Imager", Asian Space Conference.
- Lee Yun-Shan, Hwang Feng-Tai, 2012, A Method to Calculate a Series of Locations with Equal Spacing Along a Great Circle, Remote Sensing Satellite Technology Workshop, NSPO
- Liu Cynthia, Hwang Feng-Tai and Ling Jer, 2008, TDI-CCD Image Simulation and Quality Assessment in Asynchronous Imaging Mode for Remote Sensing Satellite, Asian Conference on Remote Sensing (ACRS)
- Wertz J, 1978, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Kluwer Academic Publisher, pp. 126-133.

# FORMOSAT-5 Asynchronous Imaging and Its Simulated Image

Feng-Tai Hwang<sup>1\*</sup> Cynthia Liu<sup>2</sup> Yun-Shan Lee<sup>3</sup>

## ABSTRACT

Scheduled to be launched in 2015, FORMOSAT-5, equipped with 2 m panchromatic and 4 m multi-spectral imaging sensor, is the Taiwan first self-reliant remote sensing satellite. To increase the efficiency for FORMOSAT-5 to acquire images on the ground, a function, so called “smart agility” or asynchronous imaging, is designed in FORMOSAT-5. With the function of asynchronous imaging, FORMOSAT-5 can rotate its body when it acquires images along a given specific direction on the ground.

To verify the feasibility of smart agility mode for FORMOSAT-5, NSPO conducts a series of verification processes based on the sequence of satellite imaging. Firstly, the satellite attitude algorithm for asynchronous imaging mode was derived. Secondly, satellite on-board AOCS algorithm was developed. Lastly, simulated image was demonstrated. The aim of this article is to introduce some research results for asynchronous imaging in NSPO, including algorithms to calculate satellite attitude in asynchronous imaging mode, and asynchronous images simulation.

**Keywords:** FORMOSAT-5, Smart Agility, Asynchronous Imaging, Simulated Image

---

<sup>1</sup> Associate Researcher, National Space Organization

<sup>2</sup> Principal Engineer, National Space Organization

<sup>3</sup> Engineering Assistant, National Space Organization

\*Corresponding Author, Phone: 886-3-5784208 ext.1039, E-mail: fthwang@nspo.narl.org.tw

Received Date: Jul. 05, 2013

Revised Date: Aug. 14, 2013

Accepted Date: Oct. 14, 2013

## 中文稿件投稿注意事項（英文稿件請參閱下頁 Author Guidelines）

本學刊定期出版攝影測量及遙感探測領域之學術論著、技術短文及應用性報導。所收錄之稿件皆須通過本編輯委員會安排之專家學者審查程序，並由通訊作者簽署著作權讓渡書。作者可自行聲明文稿屬學術論著、技術短文或應用性報導之類別，但本編輯委員會將依據審查委員意見決定收錄文稿之類別。本學刊不接受已經刊載過之文稿，於研討會發表過之論文，經適當增補其內容者為例外。

投稿之電子郵件信箱地址為 [jprsubmit@gmail.com](mailto:jprsubmit@gmail.com)，請以電子郵件附件方式寄送稿件之 WORD 檔及 PDF 檔各一份。為便利編審作業，請於稿件 PDF 檔中移除作者之相關資料（如姓名、服務機關、電話、及電子郵件信箱等）。稿件撰寫要點如下：

1. 頁面：採用 A4 規格頁面。
2. 字體：(1) 中文均以**新細明體**橫式打字；(2) 英文均以 **Times New Roman** 字體橫式打字。
3. 單位：內文、圖表及符號中之度量單位皆採用 SI 公制單位。
4. 首頁：首頁應含內容依次為「題目、作者姓名、摘要、關鍵詞、及作者服務機關及職稱（置於頁尾）」，接續文稿內文。
5. 末頁：末頁應含內容與首頁相同，但皆以英文書寫。
6. 題目：論文題目宜簡明，字體大小為 20，英文題目每字第一位字母以大寫字體打印。
7. 作者：作者姓名列於題目之下方，字體大小為 14，其服務機關及職稱以<sup>1,2,...</sup>上標編號註記於頁尾，字體大小為 12。
8. 摘要：摘要字數以 250 字為限，字體大小為 12。
9. 關鍵詞：列出三至五個關鍵詞，字體大小為 12。
10. 章節及標題：(1) 章節標題置中，編號一律為阿拉伯數字，如 1, 2, ...，標題字體大小為 18；(2) 小節標題靠左，編號一律為 1.1, 1.2, 1.1.1, 1.1.2.....，字體大小為 14。
11. 內文：內文之長度(含圖表)以不超過 25 頁為原則，各段落第一行應縮排，字體大小為 12。
12. 數學式：所有數學式均須標式號於圓括弧內，數學式內所有符號須於符號第一次出現時，應於數學式下方逐一加以定義。
13. 圖及影像：(1) 圖及影像均須數位化置於文稿中適當位置；(2) 所有圖及影像下方須附圖流水編號及說明；(3) 本刊接受彩色圖及影像，但紙版印刷一律採灰階印刷。
14. 表格：(1) 表格均須數位化置於文稿中適當位置；(2) 所有表格上方須附表流水編號及說明；(3) 本刊接受彩色表格，但紙版印刷一律採灰階印刷。
15. 參考文獻：(1) 參考文獻應列於文末，文稿中未直接引用者不得列入；(2) 先排列中文參考文獻，再排列英文參考文獻，其他文字參考文獻列於英文參考文獻之後；(3) 中文參考文獻以第一作者姓名筆劃順序排列，英文參考文獻以第一作者之姓依英文字母順序排列。當作者相同時，依發表年代排列，作者及發表年代完全相同時，依日期在年代後加以 a, b, c 順序。第一作者姓名相同時，先排列單一作者之參考文獻，其次為多作者文獻；(4) 參考文獻之格式如下列：
  - 期刊論文：作者姓名，年代。文章標題，期刊名稱，卷數(期數)：起始頁數—結束頁數。
  - 書籍：作者姓名，年代。書名，出版者，出版地。
  - 論文集：作者姓名，年代。篇名，論文集名稱，發表地點，卷(期)：起始頁數—結束頁數。
16. 參考文獻引用：(1) 作者為一人時，以作者全名(中文文獻)或姓(英文文獻)及發表年代，如李良輝(1991)或(李良輝, 1991)、Jones (1979)或(Jones, 1979)；(2) 作者為二人時，以二作者全名(中文文獻)或姓(英文文獻)及發表年代，如施學延及陳良健(2011) 或(施學延及陳良健, 2011)、Jones & Smith (1979)或(Jones & Smith, 1979)；(3) 作者為多人時，以第一作者全名(中文文獻)或姓(英文文獻)，之後加「等」(中文文獻)或「et al.」(英文文獻)及發表年代，如(郭寶章等, 1976)或郭寶章等(1976)、Jones et al. (1979)或(Jones et al., 1979)；(4) 作者及發表年代完全相同時，依日期在年代後加以 a, b, c 引用，如 Jones & Smith (1979a)、Jones & Smith (1979b)。

# Author Guidelines

The Journal of Photogrammetry and Remote Sensing periodically publishes academic articles, technical short papers and application reports addressing topics in photogrammetry and remote sensing. Acceptance of submitted manuscripts for publication is based on a peer-reviewing process arranged by the editorial board. A manuscript will not be formally accepted until a copyright agreement is received. Although authors can indicate their submitted manuscripts belonging to one of the categories of academic articles, technical short papers or application reports, the editorial board will make the final decision based on the suggestions of reviewers. This journal does not accept any paper has ever been published, but a paper only published in conference proceedings and revised appropriately is an exception.

The E-mail address for manuscript submission is [jprssubmit@gmail.com](mailto:jprssubmit@gmail.com). Please send your manuscript in both WORD and PDF formats via e-mail attachments. In the WORD file, please provide author information. However, for blind reviewing, please eliminate author information in the PDF file. Instructions for authors to prepare a manuscript are as follows:

1. Typing format: Manuscripts should be typed single-column and double-space on A4 page size using font-type of 12pt **Times New Roman**. The pages should be numbered.
2. Units: Manuscripts must use SI (Metric) units in text, figures, or tables.
3. Cover page: The cover page should contain manuscript title, author names, abstract, key words, and author affiliations.
4. End page: The end page contains the same information as the cover page, but in Chinese.
5. Title: The title of the manuscripts should be concise and informative. Please use font size of 20pt and capitalize the initial letter of each word in the title.
6. Authors: Authors names (using font size of 14pt) are listed below the title, affiliations (using font size of 12pt) are listed at the end of the first page marked with <sup>1, 2, ...</sup>.
7. Abstract: The abstract should be shorter than 250 words and typed using font size of 12pt..
8. Keywords: Keywords (no more than 5 words) should be given and placed below the abstract.
9. Sections and Sub-sections: Section heading (using font size of 18pt) should be centered and numbered in 1, 2... etc. Sub-sections (using font size of 14pt) are justified to the left in 1.1, 1.2, 1.1.1, 1.1.2...etc.
10. Paper length: Published papers are limited to 25 pages.
11. Equations: Type formulae and equations clearly in black and numbered in curved brackets. All symbols in equations should be clearly defined when they firstly appear in the manuscripts.
12. Figures and Tables: Figures and tables are numbered and described in short. When papers are accepted, original figures, tables, and photographs are expected for reproduction. Color figures and tables are acceptable in digital version, but they will be printed in gray levels in hard copies.
13. References: Only works cited in the text will be included. References should be cited in the text by giving the last name of the author(s) and the year of publication of the reference, such as Lee and Huang (1979) or (Lee and Huang, 1979). With three or more names use the form “Huang *et al.* (1995) or (Huang *et al.*, 1995)” in the text. When two or more references have the same text identification, please distinguish them by appending “a”, “b”, etc., to the year of publication. References should include the complete title(s), the number of the volume and the page(s) of the information cited. References should be listed in alphabetical order, according to the last name of the first author, at the end of the paper.

**Volume 18 No. 1**  
**February 2014**

# **Journal of Photogrammetry and Remote Sensing**

## **(Special Issue on Remote sensing satellite)**

### **CONTENTS**

#### **Introduction to the Special at Issue**

Remote sensing satellite  
(Guey-Shin Chang)

#### **Regular Issue Papers**

|                                                                                                                                                          |           |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| FORMOSAT-2 Image Processing System Development and Outlook<br>(An-Ming Wu, Guey-Shin Chang).....                                                         | <b>1</b>  |
| Cloud Computation Based FORMOSAT-2 Imaging Planning Service for Disaster<br>Application<br>(Li-Hsueh Chang, Bo Chen, Shih-Chieh Chou, Nai-Yu Chen) ..... | <b>13</b> |
| The System Engineering Experience of FORMOSAT-5 Remote Sensing Instrument<br>(Cynthia Liu, Michael Tseng, Jer Ling, Ho-Pen Chang) .....                  | <b>29</b> |
| Optical Performance Analysis of On-Orbit FORMOSAT-5 Remote Sensing Instrument<br>(Ching-Wei Chen, Cheng-En Ho, Mei-Yi Yang, Chia-Ray Chen).....          | <b>39</b> |
| Remote Sensing Satellite Reliability Prediction<br>(Tsung-Ping Lee, Jar-Chen Pong).....                                                                  | <b>51</b> |
| FORMOSAT-5 Asynchronous Imaging and Its Simulated Image<br>(Feng-Tai Hwang, Cynthia Liu, Yun-Shan Lee).....                                              | <b>59</b> |

第 十 八 卷 第 一 期

中 華 民 國 一 〇 三 年 二 月

# 航測及遙測學刊

## (遙測衛星特刊)

### 目錄

#### 特刊引言

遙測衛星

(張桂祥)

#### 學術論著

福衛二號影像處理系統研發之回顧與展望

(吳岸明、張桂祥).....1

福衛二號排程與災防雲端應用服務

(張莉雪、陳伯傳、周士傑、陳乃宇).....13

福衛五號遙測酬載系統工程經驗

(劉小菁、曾世平、林喆、張和本).....29

福衛五號遙測酬載於軌道上的熱變形與光學表現分析

(陳晉瑋、何承恩、楊美怡、陳嘉瑞).....39

遙測衛星可靠度預估

(李宗平、彭家誠).....51

福衛五號非同步取像及其影像模擬

(黃楓台、劉小菁、李芸珊).....59