

第十九卷第四期
中華民國一〇四年二月

ISSN 1021-8661
DOI : 10.6574/JPRS



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(II)專刊



Journal of Photogrammetry and Remote Sensing

Volume 19 No.4

February

2015

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)

蔡富安 (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)

F. a. Tsai (National Central University)

◆ Photogrammetry and LiDAR

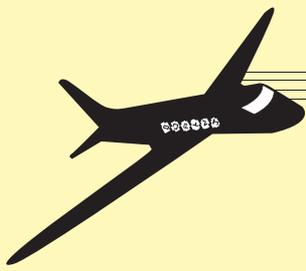
Y. C. Liao (National Cheng Kung University)

T. Y. Shih (National Chiao Tung University)

J. J. Jaw (National Taiwan University)

封面圖片說明 About the Cover

福爾摩沙衛星七號 (FORMOSAT-7/COSMIC-2)為臺美大型科技合作計畫，延續福爾摩沙衛星三號任務，目標為建立一高可靠度操作型氣象衛星星系。規劃以 12 顆衛星分 2 批發射，2 組衛星分別部署在高低兩種傾角。第 1 組衛星觀測資料集中於中低緯度，第 2 組衛星將佈署於高傾角軌道，提供全球密集且均勻的觀測資料，且其觀測資料不受陸地海洋分布之限制。有助於改進全球預報模式，及提升台灣地區颱風與西南氣流等天氣系統有關的預報能力。本計畫著重於臺灣社會民生及科學研究的貢獻，使臺灣成為世界太空領域的重要成員之一。



專刊引言

遙測衛星 II

張桂祥

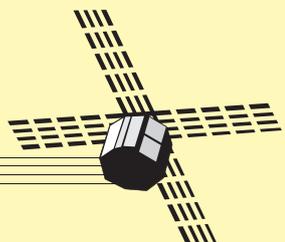
國家實驗研究院國家太空中心

自1957年蘇聯第一顆人造衛星Sputnik發射，人類開始進入太空時代以來，短短不到60年的時間，全球擁有衛星的國家已超過60多個，相當於全球每年有一點多個國家成為新興太空國家的一員，而我們台灣是世界上第33個擁有衛星的國家。比較這些國家在太空領域的發展途徑，除了少數傳統太空強權，如：美國、俄羅斯、法國、英國、日本、中國、印度與以色列等具有完整太空系統(包含發射段、衛星段、地面段)的技術能力外，大部分後進國家的太空發展步驟，首先藉由太空大國的技術輸入，逐步建立起本身的太空技術能量，當一旦累積足夠的能力之後，便開始朝向獨立自主發展。

台灣作為一個太空的後進國家，所選擇的學習曲線也不例外。我國自1991年開始推動第一期長程國家太空計畫，太空科技的養成，以循序漸進的模式，由學習、參與到合作的執行策略，成功地執行福衛一號、福衛二號與福衛三號三項計畫。台灣藉由這三項計畫的執行，建立地面操控、衛星整測設施與遙測衛星設計與遙測衛星影像處理等基礎技術能量，也因此第二期長程國家太空計畫當中，福衛五號計畫在衛星本體與遙測酬載採取完全自主發展的方式來執行，而在福衛七號方面除接續福衛三號採取國際合作的方式外，亦自主研製一枚技術驗證衛星，並搭載數項關鍵元件，且同步發展GNSS掩星氣象資料處理系統。

此次很榮幸受中華民國航空測量及遙感探測學會邀請，由國家太空中心發行遙測衛星專刊，介紹國家太空中心這些年在太空科技自主發展的一些成果，主要內容，除延續第一期專刊外，本期首先介紹福衛七號與福衛三號的相關研發成果，包括「台灣福衛三號及七號掩星觀測大氣參數自主程式發展」與「評估福爾摩沙衛星三號姿態對軌道求定之影響」。在福衛二號與五號計畫成果方面則有「福衛五號衛星系統驗證與確認」、「福衛二號立體取像與影像精度」、「衛星影像巨量資料儲存與應用平台建置」等三篇論文。除此之外，國家太空中心近年來也積極投入衛星關鍵元件的發展，其中在導航機相關研究成果則收錄於「使用部分商規零件之長任務周期太空級導航接收機的游離輻射測試與SEE減緩策略」。

我們希望透過這份專刊的發行，能夠讓國內學研界瞭解到，這些年國家太空中心在推動太空技術自主研發的努力，也期待國內有更多專家學者能投入太空科技的發展，使我國在太空領域能更上一層樓。



台灣福衛三號及七號掩星觀測大氣參數 自主程式發展

黃成勇^{1*} 陳坤林² 楊善國³

摘要

從美國 1995 年美國發射第一顆掩星衛星 MicroLab-1 掩星衛星觀測地球大氣以來，已經歷經了 17 個年頭，台灣自 2006 年發射由六顆衛星組成的福爾摩沙衛星三號，至今也已經邁入第八個年頭，在電離層觀測和大氣觀測及天氣預報上，都有顯著的成果。可惜目前掩星觀測資料處理，仍仰賴美國 UCAR 的軟體，本研究在國研院國家太空中心的支持下，致力於發展台灣本土的掩星資料自主軟體，期待在福衛七號衛星發射前，可研發撰寫出符合及時及作業化的台灣掩星資料自主程式。本論文章將介紹自主軟體中大氣資料反演部分的發展現況。

大氣掩星剖面反演，包含溢相位(Excess Phase)反演，大氣乾、濕溫度剖面反演。在溢相位反演方面，利用低軌道衛星一次差分，將 GPS 衛星軌道和福衛三號軌道資訊以及三號衛星酬載 GOX(GPS Occultation Experiment)所收到的 50Hz 觀測資料，產出掩星溢相位。主要輸入資料為 POD(Precise Orbit Determination)兩個天線所收到的 50Hz 參考資料和 OCC(OCCultation)兩個天線所收到的掩星觀測資料。在乾溫度剖面上，目前使用項位匹配法(phase matching)，計算偏折角，改進傳統電離層校正方式，忽略大氣水氣的影響，反演出大氣乾溫度剖面、折射率和壓力剖面。濕氣壓剖面反演須利用地面輔助觀測資料或大氣模式進行一為變分(one-D VAR)最佳化處理。目前前兩部分已經完成符合及時及作業化的雛型軟體，第三部分完成一維變分的主要模組，正積極改寫成作業化程式。

關鍵詞：福衛三號、掩星觀測、全球定位系統

1. 背景

掩星法為五十多年前天文學家用來觀測太陽系地球以外行星大氣層結構的方法(Phinney and Anderson, 1968)，近年來則被使用來觀測地球大氣層及電離層結構。1995 年，美國發射一顆低軌道衛星(MicroLab-1)，其軌道高度為 750 公里，傾斜角為 70 度，繞行地球一週約 100 分鐘。低軌道衛星接收來自太空中 29 顆全球定位衛星(GPS)訊號，每天約可接收 500 筆的掩星資料，因其取樣時間頻繁，且不受陸地或海洋的限制，可對全球做廣泛的觀測，因此對全球大氣溫度的監測及變遷能夠提供

相當多的資訊(Ware *et al.* 1996)。在 MicroLab-1 衛星之後，與掩星觀測相關的任務還有德國的 CHAMP (CHALLENGING Minisatellite Payload) (Wickert *et al.*, 2001)，2000 年發射的 SAC-C 以及 2001 年發射的 2 顆 GRACE(Gravity Recovery and Climate Experiment)衛星(Yunck *et al.*, 2000)。台灣於 2006 年發射六顆低軌道衛星組成全球第一個星系，觀測大氣參數和電離層 (<http://www.nspo.org.tw>)，計畫名稱為『福爾摩沙衛星三號計畫』。福衛三號計畫已被證實為觀測電離層和全球大氣層的觀測利器。台灣接著將在 2016 和 2018 年各發射 6 顆低軌道衛星，組成衛

¹ 國立中央大學全球定位科學與應用研究中心 助理研究員

^{2,3} 國家實驗研究院國家太空中心 助理研究員

收到日期:民國 102 年 08 月 02 日

修改日期:民國 102 年 12 月 30 日

接受日期:民國 103 年 01 月 09 日

*通訊作者, 電話: 03-4227151 ext. 25518, E-mail: yusn2845@gmail.com

星星系，以設計更優良的天線觀測大氣結構，預料將提供全球水氣分布更好更多的資訊。

目前全世界擁有自主反演軟體的單位大致由美國 UCAR(University Corporation for Atmospheric Research)，德國 EUMETSAT (European Organisation for the Exploitation of Meteorological Satellites)和 GFZ(GFZ German Research Centre for Geosciences)等三個單位，台灣目前正積極發展自己的自主程式，期待在 2016 福七衛星發射前，擁有掩星觀測自主反演的能力。

2. 資料處理流程及方法

圖 1 為掩星大氣剖面資料處理流程，大氣部分主要分成三個部分。第一部分為圖上紅色橢圓所示，需入資料為全球定位系統和福衛三號衛星軌道資料，以及由福衛三號衛星掩星觀測天線和軌道定位收到的全球定位系統訊號，衛星時鐘誤差和衛星姿態等資訊，透過一次差分或二次差分反演溢相位 (Excess Phase)。第二部分為藍色橢圓所示，溢相位經由阿貝爾轉換(Abel-inversion)反演全球定位系統訊號路徑偏折角、大氣折射率、壓力和乾溫度剖面。第三部分為綠色橢圓所示，由大氣乾溫度剖面結合地面輔助大氣觀測資料或大氣模式，經行一維變分處理反演出濕溫度剖面 and 濕氣壓剖面。目前所需輔助資料除全球定位航行資訊(GPSbit)資料仍需仰賴 UCAR 提供外，其他輔助資料皆可由中央大學全球定位中心產出(軌道)或由免費網頁(NCEP: National Centers for Environmental Prediction)下載。

2.1 溢相位反演

圖 2 為大氣部分計算溢相位資料流程圖，左方方塊為需要的輸入資料，opnGps 為掩星觀測到的 GPS 訊號，igsOrb 和 leoOrb 分別為 GPS 和 FS3 的軌道資料，CLK 為時鐘誤差資訊。目前 GPS 和 FS3 的軌道和時鐘誤差可由 GPSARC 的曾子榜博士計畫產出。溢相位計算方式可以利用一次差分或二次差分方式計算求出，其原理式(1)~式(3)。

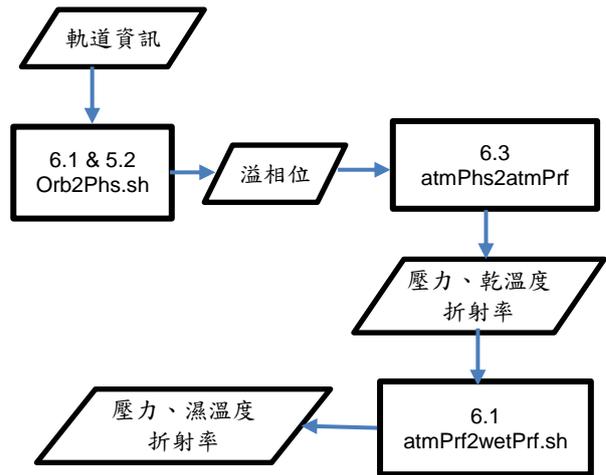


圖 1 大氣掩星資料處理流程圖

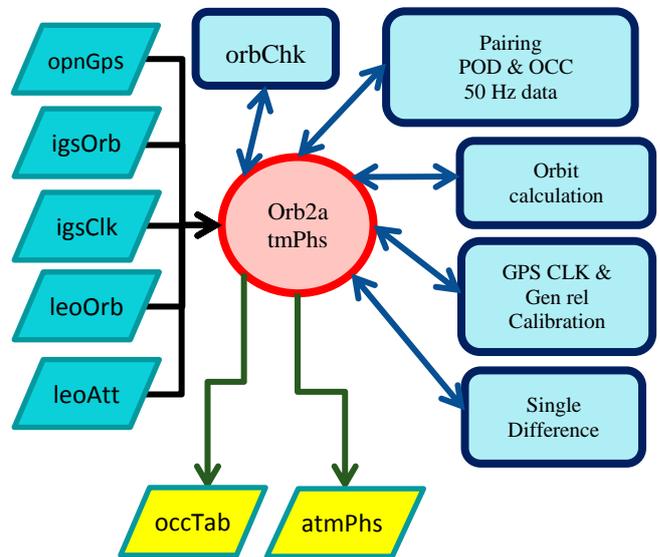


圖 2 超額相位計算處理流程圖

福衛三號四個 GPS 天線所量測到的訊號主要為 1Hz 的 CA 的虛擬距離(version 1)、50Hz 的雙頻 L1 和 L2 的載波相位。虛擬距離用方程式表示如下：

$$Pr_{k,1}^p(t) = \rho_k^p(t) - cdt_k + cdt^p + I_{k,1,p}^p(t) + T_k^p(t) + d_{k,1,p}(t) + d_{1,p}^p(t) + \varepsilon_{1,p} \quad (1)$$

$$Pr_{k,2}^p(t) = \rho_k^p(t) - cdt_k + cdt^p + \frac{f_1^2}{f_2^2} I_{k,2,p}^p(t) + T_k^p(t) + d_{k,2,p}(t) + d_{2,p}^p(t) + \varepsilon_{2,p}$$

雙頻相位為

$$\Phi_{k,1}^p(t) = \rho_k^p(t) - cdt_k + cdt^p + \frac{c}{f_1} N_{k,1}^p(1) - I_{k,1,p}^p(t) + T_k^p(t) + d_{k,1,\Phi}(t) + d_{1,\Phi}^p(t) + \varepsilon_{1,\Phi} \quad (2)$$

$$\Phi_{k,2}^p(t) = \rho_k^p(t) - cdt_k + cdt^p + \frac{c}{f_2} N_{k,2}^p(1) - \frac{f_1^2}{f_2^2} I_{k,1,P}^p(t) + T_k^p(t) + d_{k,2,\Phi}(t) + d_{2,\Phi}^p(t) + \varepsilon_{2,\Phi}$$

(3)

上式中， c 為光速，數字 1 和 2 分別表示載波 L1 和 L2， ρ 為 GPS 衛星 p 和 GPS 訊號接收器 k 的直線距離， dt^p 和 dt^q 分別代表 GPS 衛星(p)和接收器(q)的時鐘誤差， I 為電離層延遲， T 為大氣延遲， $d_{p,1}$ 、 $d_{\phi,1}$ 和 $d_{\phi,2}$ 分別代表 GPS 接收器硬體電碼延遲和雙頻的相位延遲， $d^{p,1}$ 、 $d^{\phi,1}$ 和 $d^{\phi,2}$ 為 GPS 衛星的電碼延遲和雙頻的相位延遲。

如圖 3 所示，掩星溢相位解算作業中主要有兩種方式，分別為一次差分 and 二次差分方式。一次差分為兩顆衛星和一顆低軌道衛星，如圖上黑色實線和紅色虛線進行差分，得到紅色虛線的溢相位。二次差分為利用二顆 GPS 衛星，一個低軌道衛星和一個地面 GPS 接收站訊號進行差分，即利用圖上兩條綠色虛線進行差分後在與低軌道衛星訊號一次差分後的結果進行差分，下列式(4)~式(7)分別用方程式表示一次差分。

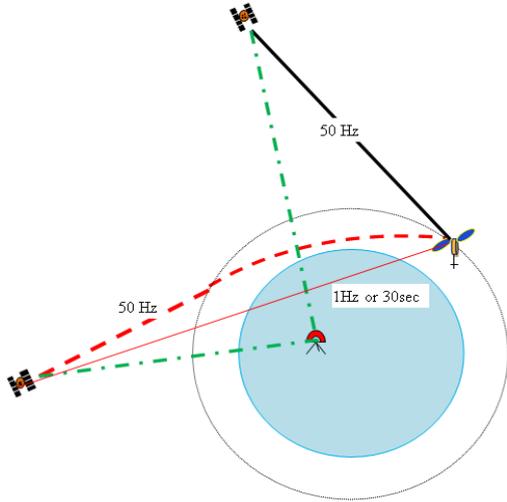


圖 3 GPS 訊號處理，一次差分 and 二次差分示意圖

$$\Phi_{Leo,1}^{pq}(t) = \rho_{Leo}^{pq}(t) + cdt^{pq} + \frac{c}{f_1} N_{Leo,1}^{pq}(1) + T_{Leo}^{pq}(t) - I_{Leo,1,P}^{pq}(t) + d_{Leo,1,\Phi}^{pq}(t) + \varepsilon_{1,\Phi} \quad (4)$$

$$\Phi_{Leo,2}^{pq}(t) = \rho_{Leo}^{pq}(t) + cdt^{pq} + \frac{c}{f_2} N_{Leo,2}^{pq}(1) + T_{Leo}^{pq}(t) - \frac{f_1^2}{f_2^2} I_{Leo,2,P}^{pq}(t) + d_{Leo,2,\Phi}^{pq}(t) + \varepsilon_{2,\Phi} \quad (5)$$

和二次差分：

$$\Phi_{Leo,Gnd,1}^{pq}(t) = \rho_{Leo,Gnd}^{pq}(t) + \frac{c}{f_1} N_{Leo,Gnd,1}^{pq}(1) - I_{Leo,Gnd,1,P}^{pq}(t) + T_{Leo}^{pq}(t) - T_G^{pq}(t) + \varepsilon_{1,\Phi} \quad (6)$$

$$\Phi_{Leo,Gnd,2}^{pq}(t) = \rho_{Leo,Gnd}^{pq}(t) + \frac{c}{f_2} N_{Leo,Gnd,2}^{pq}(1) - \frac{f_1^2}{f_2^2} I_{Leo,Gnd,2,P}^{pq}(t) + T_{Leo}^{pq}(t) - T_G^{pq}(t) + \varepsilon_{2,\Phi} \quad (7)$$

在以一次差分時，以低軌道衛星為基準，作為差分時的參考訊號衛星訊號的大氣延遲可被忽略。比較二次差分和一次差分，一次差分不受地面大氣延遲效應的影響，但是仍有 GPS 軌道誤差、GPS 時鐘誤差和 GPS 硬體延遲，另外還有廣義相對論影響。因此一次差分所需要的軌道經度需求比二次差分需求高。為了建立除科學核心程式能獨立發展外，台灣氣象局掩星資料處理中心也正積極建立資料源獨力取得的能力，本文直接採用 International GNSS Service 的 GPS 精密軌道和 GPS 時鐘誤差，校正 GPS 訊號一次差分的結果。

廣義相對論會影響 GPS 的時鐘誤差，其形成原因為衛星經過不同重力位能場時，重力加速度造成。由狹義相對論產生的時鐘誤差，已經經由 GPS 衛星直接校正，所以本文無須校正，另外低軌道衛星所受到的影響，也會經由一次差分消除，所以無需校正。重力對 GPS 造成的時鐘誤差為：

$$\Delta t_R(t) = -\frac{2}{c^2} \sqrt{a\mu e} \sin E = -\frac{2}{c^2} \mathbf{X} \cdot \dot{\mathbf{X}} \quad (8)$$

\mathbf{X} 和 $\dot{\mathbf{X}}$ 分別代表衛星在 ECI 座標下的位置和速度向量，其第二階重利差修正項為

$$\delta \rho_{r,rel}^s = \frac{2GM_E}{c^2} \ln \left(\frac{r^s + r_r + \rho_r^s}{r^s + r_r - \rho_r^s} \right) \quad (9)$$

G 為重力場常數， M_E 為地球重量， r^s 和 r_r 分別為衛星和接收器的地心半徑長。

2.2 乾溫度剖面反演

此部分資料處理輸入資料包含溢相位 (atmPhs)，GPS navigation message (GPSBit)，大氣參考背景模式 (NCEP or CIRA(COSPAR international reference atmosphere))，輸出資料為乾溫度剖線參數(atmPrf)，參數包含偏折角、折射係數、壓力以及溫度剖線。參考訊號的模擬 (Reference_RO)，程式主要功能包含 10 公里以下開環技術(OPEN LOOP)接收訊號校正(Fix-GPSbit)，週波脫落偵測與修復(Draft_Ambiguity)，訊號溢相位和偏折角模擬，項位匹配法計算偏折角(Impact Phase matching)、電離層影響誤差校正(LC_ion_Calibration)、偏折角最佳化(Optimize Bending Angle)、大氣參數(折射率、乾溫度、壓力)計算等(Get_atmPrf)，各項模組詳細如下說明。

開環技術(OPEN LOOP)為針對 10 公里以下，掩星訊號振幅相當弱時的接收技術。主要為模擬 GPS 和低軌道衛星之間都普勒量質模擬虛擬訊號，用已鎖定 GPS 訊號。因為開環技術未使用回饋訊號，因此訊號尚未對 GPS 訊號的航行訊號(GPSbit)做解鎖，所以需要透過後處理方式，進行航行訊號校正。

在此部分的過程中，偏折角的計算及正確度為最重要的關鍵。目前偏折角的計算大致分為幾何光學和波動光學兩大類，波動光學包含後向傳播

(back-propagation)反演法(Gorbunov *et al.* 1996; Karayel and Hinson 1997; Gorbunov and Gurvich 1998b)、全像術(holographic method)(Igarashi *et al.* 2000; Pavelyev *et al.* 2002)反演法、振幅(amplitude)反演法(Sokolovskiy 2000; Liou *et al.* 2002; Pavelyev *et al.* 2003)、全波譜反演法(Full Spectrum Inversion)(Jensen *et al.*, 2003)和正則轉換法(Canonical transform)(Gorbunov, 2002) and optics phase matching (Jensen *et al.* 2004)。幾何光學和波動光學最大的差異在於幾何光學僅使用相位觀測資料，波動光學則同時使用訊號震幅和相位資料。

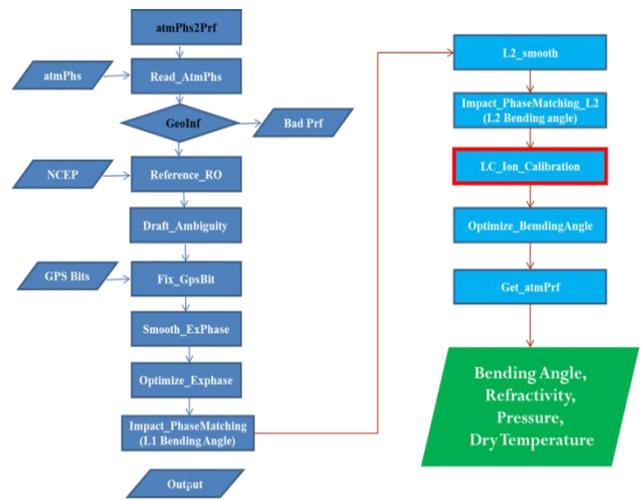


圖 4 乾溫度剖面反演資料處理流程圖

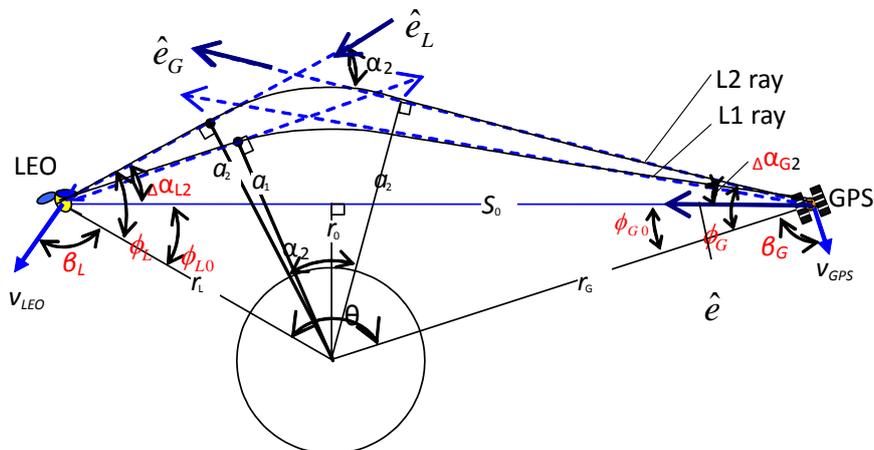


圖 5 掩星反演幾何示意。L1 和 L2 為訊號真實路徑，當訊號穿過大氣層因介質折射率梯度而產生訊號路徑偏折，產生都卜勒平移量變化

幾何光學如圖五所示， α_2 為訊號 L2 的偏折角，為 GPS 訊號發射的單位向量 \hat{e}_G 和 LEO 接收訊號的單位向量 \hat{e}_L 的夾角，也就是訊號傳送出去後方向的角度改變量。以方程式的形式可寫成

$$\alpha(a) = \cos^{-1}(\hat{e} \cdot \hat{e}_G) + \cos^{-1}(\hat{e} \cdot \hat{e}_L) = (\phi_G, \phi_{G0}) + (\phi_L, \phi_{L0}) \quad (10)$$

式中 ϕ_G 為 GPS 衛星半徑和訊號傳送出去方向之間的夾角 $\cos^{-1}(-\hat{r}_G \cdot \hat{e}_G)$ ， ϕ_L 為 LEO 衛星半徑和訊號接收方向之間的夾角 $\cos^{-1}(\hat{r}_G \cdot \hat{e}_L)$ ， ϕ_{G0} 為 GPS 半徑和向量 \hat{e} 的夾角 $\cos^{-1}(-\hat{r}_G \cdot \hat{e})$ ， ϕ_{L0} 為 GPS 半徑和向量 \hat{e} 的夾角 $\cos^{-1}(\hat{r}_L \cdot \hat{e})$ ，若將偏折角以切入參數的形式表示，由式(10)可得

$$\alpha_{i=1,2}(a) = \sin^{-1}\left(\frac{a_i}{r_G}\right) - \sin^{-1}\left(\frac{r_0}{r_G}\right) + \sin^{-1}\left(\frac{a_i}{r_L}\right) - \sin^{-1}\left(\frac{r_0}{r_L}\right) \quad (11)$$

式中 r_0 為地心到 S_0 線最近距離， $i=1,2$ 代表 GPS 的 L1 和 L2 訊號。

都卜勒平移量式若以圖五上各向量交角形式表示可改寫成

$$\frac{d\phi_{i=1,2}}{dt} = [v_G \cos(\beta_G + \phi_G) + v_L \cos(\beta_L + \phi_L)] - [v_{G0} \cos(\beta_G + \phi_{G0}) + v_L \cos(\beta_L + \phi_{L0})] \quad (12)$$

若假設折射率僅有徑向梯度變化，切入參數在同一條訊號路徑上為定值，因此

$$n_{G(i=1,2)} r_G \sin i_{G(i=1,2)} = n_{L(i=1,2)} r_L \sin i_{L(i=1,2)} = a_{i=1,2} \quad (13)$$

在一般情況下 GPS 和低軌道衛星的折射率(n_G, n_L)非常接近於 1，可被忽略。結合方程式(12)和(13)，都卜勒平移量可由觀測資料求出， (ϕ_G, ϕ_L) 和切入參數為未知數，其他參數皆可經由 GPS 和 LEO 的位置和速度求得，將此二式做線性疊代即可求出二角 (ϕ_G, ϕ_L) ，再由式(13)算出切入參數和由式(11)求出偏折角。

此時算出來的偏折角還包含著電離層的影響，必須先經由 Vorob'es and Krasil'nikova (1994)提出的偏折角修正方程式消除大部分的電離層所造成的偏折角

$$\alpha(a) = \frac{f_1^2 \alpha_1(a) - f_2^2 \alpha_2(a)}{f_1^2 - f_2^2} \quad (14)$$

校正後的偏折角，再經由 Abel Transform 計算大氣折射率 n 。

$$n(r_p) = \exp \left[\frac{1}{\pi} \int_{r_p}^{\infty} \frac{\alpha(a)}{\sqrt{a^2 - a_p^2}} da \right] \quad (15)$$

字母 p 代表訊號路徑與地表最近的點。折射率的大小與介質的特性息息相關，當波的頻率小於 20GHz (Feng and Benjamin, 1999)的時候，大氣層的折射度可用氣體溫度 T (degrees Kelvin)，乾空氣壓力 P_d (mb)，以及濕氣壓 e (mb)表示如下(Thayer 1974)：

$$N = k_1 \frac{P_d}{T} + k_2 \frac{e}{T} + k_3 \frac{e}{T^2} \quad (16)$$

$k_1=77.604$ K/mb、 $k_2=64.79$ K/mb、 $k_3=3.776 \times 10^5$ K²/mb，大氣折射度與折射率有下列的關係

$$N = (n - 1) \times 10^6 \quad (17)$$

式(16)中有三個項次，對掩星反演大氣參數將變的過於複雜，因此掩星反演所使用的大氣折射度為 (Smith and Weintraub, 1953)

$$N = 77.6 \frac{P}{T} + 3.73 \times 10^5 \frac{e}{T^2} \quad (18)$$

式中， P (mb)為大氣總壓， e (mb)為濕氣壓。在反演大氣參數時，我們通常忽略濕氣壓的影響，另外依理想大氣條件 $P = \rho RT/M$ ，我們可將式(18)改寫成下式

$$N = 77.6 \frac{P}{T} = 77.6 \frac{\rho R}{M} \quad (19)$$

其中， ρ 為氣體的密度， M 為莫耳分子重， R 為氣體常數。由式(19)再結合靜流力方程 $dP = -g\rho dz$ ，可得到氣壓剖面為

$$P(z_i) = \frac{M}{77.6R} \int_{z_i}^{Top} -g(z')N(z')dz' + P(Top) \quad (20)$$

而乾溫度剖面為

$$T(z_i) = 77.6 \frac{P(z_i)}{N(z_i)} \quad (21)$$

上式中，求出的溫度之所以被稱為乾溫度是因為在反演大氣壓力和溫度剖面時，忽略了濕氣壓，所以在靠近地表水氣含量較大的區域，反演的大氣參數將會有較大的誤差。在一般乾空氣狀態下，式(20)的莫耳分子重為 28.8 克，水氣莫耳分子重為 18.0 克，因此在有水氣存在時，因為忽略了水氣存在，所以反演後的氣壓剖面會有高估的情形。方程式(20)中的大氣折射度，因為忽略水氣影響，等於將乾大氣折射度和濕大氣都當成了乾大氣折射度折折度(虛擬乾大氣折折度)。比較方程式(16)的濕折折度係數與乾折折度的比為 $3.73 \times 10^5 / 77.6$ ，式(20)的莫耳分子重，在水氣達到飽和時，變化量也不至於超過 5%的情形下，虛擬大氣折折度將比溫度高估的情形還嚴重，所以經由此方程式反演的溫度將低於真正的溫度剖面。

2.3 計算濕溫度參數(濕溫度，濕氣壓)：

圖 6 為溼氣壓氣溫參數剖面反演流程，需入資料為乾溫度剖面和大氣背景場。在掩星觀測反演大氣參數時，由訊號偏折角可反演出大氣折折率(N)，折折率與大氣參數壓力(P)、溫度(T)及濕度(e)的關係如式(22)。

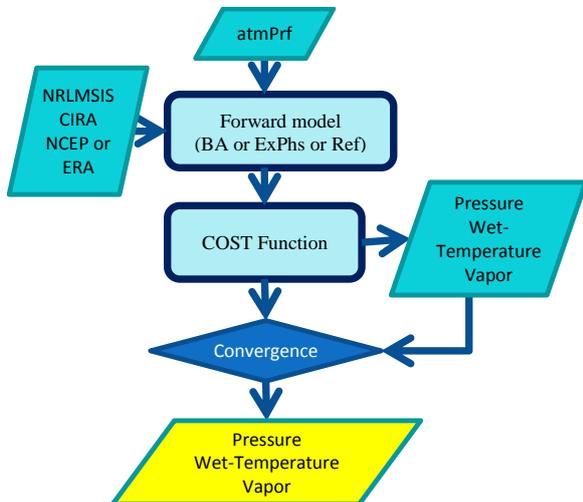


圖 6 濕溫度參數剖面反演資料處理流程

$$N = 77.6 \frac{P}{T} + 3.73 \times 10^5 \frac{e}{T^2} \quad (22)$$

再加上大氣靜流力方程式 $dP = -\rho g dz$ ，共兩個條件式，仍不足以求出方程式的三個未知變數。掩星反演求解乾溫度參數時，為忽略溼氣壓的影響。價值函數 (cost function) J 表示為

$$J(\mathbf{x}) = \frac{1}{2}(\mathbf{x} - \mathbf{x}_b)^T \mathbf{B}^{-1}(\mathbf{x} - \mathbf{x}_b) + \frac{1}{2}(\mathbf{H}(\mathbf{x}) - \mathbf{y}_o)^T \mathbf{R}^{-1}(\mathbf{H}(\mathbf{x}) - \mathbf{y}_o) \quad (23)$$

其中 \mathbf{x} 是一維的分析變數向量(被探求的量，例如由大氣壓、水氣偏壓及大氣溫度變數串接成一維的變數向量) \mathbf{x}_b 是一維的背景變數向(猜值，例如 first guess，本計畫預計採用 avnPrf，若能獲得 ECMWF 則使用 ECMWF)， \mathbf{y}_o 是一維的觀測變數向量(實際觀測量，例如折折率) \mathbf{B} 是背景誤差矩陣(對角矩陣) \mathbf{R} 是觀測誤差矩陣(對角矩陣) \mathbf{H} 是非線性的正演 (forward) 觀測運算子，可表示為：

$$\mathbf{y} = \mathbf{H}(\mathbf{x}) \quad (24)$$

其中 \mathbf{y} 稱為模式化的觀測量(modeled observation)， \mathbf{H} 運算子即是將變數 \mathbf{x} 由模式態 (model state) 對應到觀測空間的 \mathbf{y} 。 \mathbf{B} 和 \mathbf{R} 均假設為高斯分布，且互相獨立。

3. 成果介紹

3.1 溢相位成果

在進行溢相位計算時，OCC 天線所收到的訊號，為穿過低層大氣的掩星訊號，POD 天線所收到的訊號除了用在福衛三號軌道定位之外，50Hz 的訊號則用來作為一次差分計算溢相位，消除低軌道衛星時鐘誤差的影響。首先要進行低軌道衛星確認，確定獲得低軌道衛星軌道的窗區，並進行衛星品質確認，如進行一般 GPS 訊號周波脫落偵測等步驟。之後，將 POD 和 OCC 所量測的 50Hz 資料進行配對，並確認可獲得低軌道軌道，可以進行一次差分的掩星事件，輸出掩星觀測事件表。圖 6

和圖 7 示 POD(黑色藍色線)天線和 OCC(紅色和綠色)天線觀測到的 GPS 訊號時間表。將 OCC 天線的時間軸與 POD 天線同一間做匹配，即得掩星觀測一次差分表。讀取 GPS 衛星時鐘誤差，進行衛星時鐘誤差校正。計算衛星速度，衛星軌道半徑，廣義相對論影響校正。一次差分，獲得溢相位，訊號周波脫落偵測修復。

圖 8 為中心目前發展的軟體所反演出來的溢相位(上兩圖)和都普勒平移量(下兩圖)，與 UCAR(黑色實線)的成果相當一致。藍線和紅線分別為利用前後兩顆 POD 天線所收到的參考訊號做

GPS 一次差分後的溢相位。在都普勒平移量，約 45 秒之後，可以看見約有三到四條平行的曲線分布的情形，此乃因為在 GPS 訊號的正切點低於 20 公里時，福衛三號衛星會改用 OPEN LOOP 技術接收 GPS 訊號，造成連續取樣時間有時會有半波長跳動的情形，因此形成如圖的分布情形。此跳動的情形，實際上為 GPS 的航行資料(navigation message)資料，此部分訊號會在反演乾溫度剖面的過程中時被校正。目前自主程式大部分已經完成，以具有即時處理觀測資料的能力。

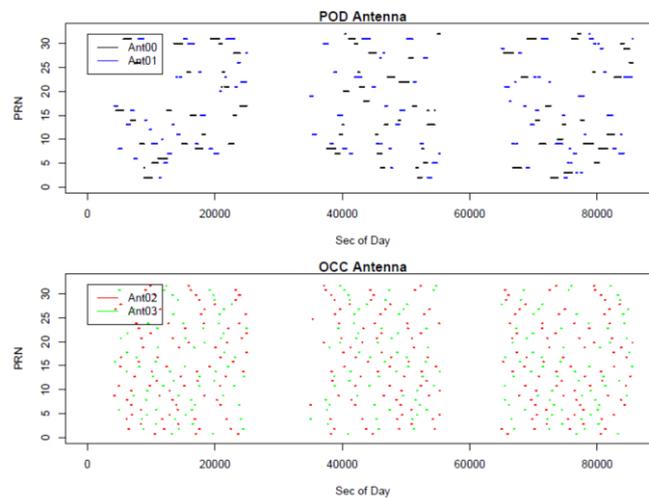


圖 7 POD 和 OCC 天線觀測時間表

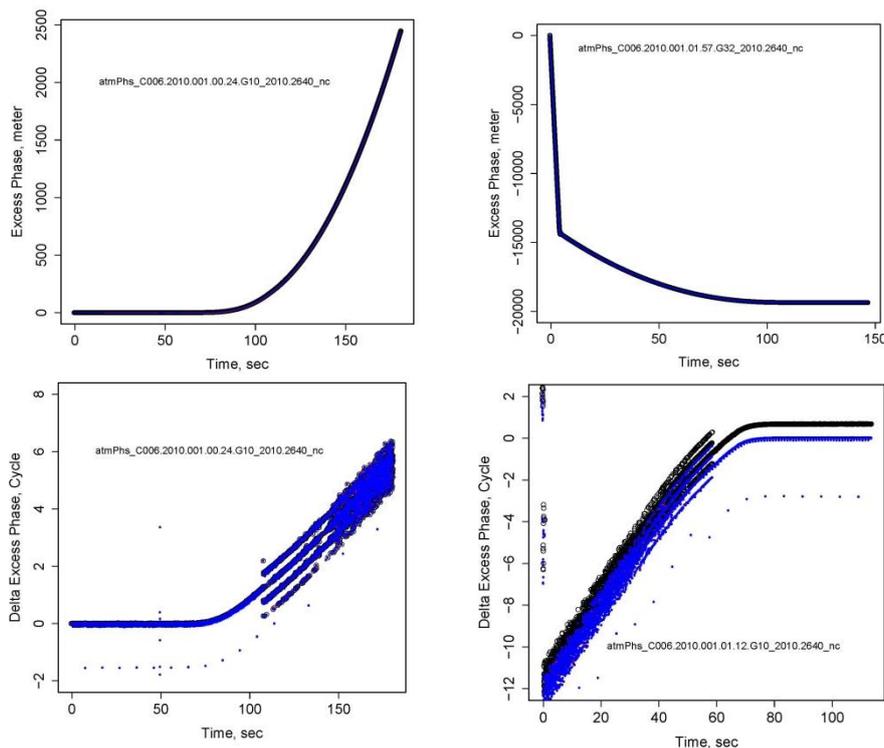


圖 8 溢相位(上兩圖)和都普勒平移量(下兩圖)成果比較圖

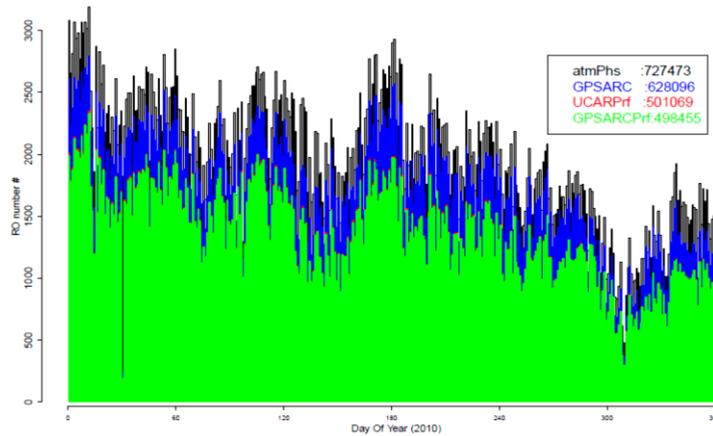


圖 9 乾溫度剖面反演驗證成果統計

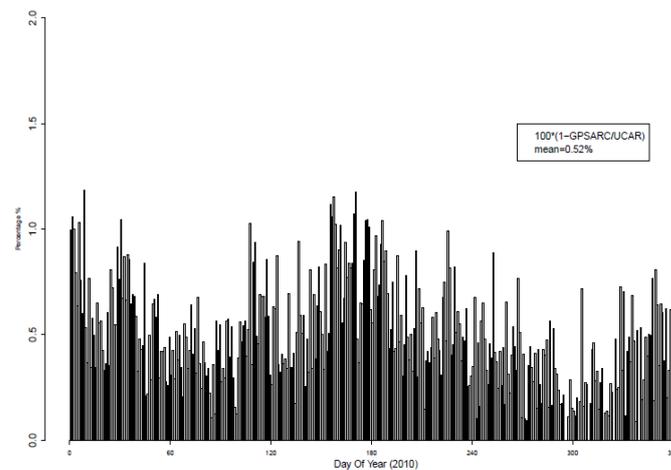


圖 10 乾溫度剖面反演驗證成果統計，未反演比率圖

圖 11 顯示四個掩星事件的乾溫度剖線，在 8 公里到 35 公里之間的溫度剖線，GPSARC 和 CDAAC(COSMIC CDAAC Data Analysis and Archival Center)的成果大致相符合，在 35 公里以上，所有的剖線在 35 公里以上幾乎都呈現偏低的現象，此原因為不同單位使用的背景大氣模式不相同，目前自主軟體所使用的背景場為 NCEP 模式，CDAAC 所使用的為 ECMWF(European Centre for Medium-Range Weather Forecasts)大氣模式，因為在 35 公里以上，背景場的加權較大，因此剖線會偏向背景場。

3.2 濕溫度剖面反演

在濕溫度剖面反演上，已經完成固定模式溫度

剖面方法反演大氣濕溫度剖面。下圖舉出兩個反演的例子。圖上、黑色線為自主軟體反演出來的成果，藍色十字符號為 UCAR 目前在網上公布的結果，紅色為 ERA40(ECMWF 40 Year Re-analysis)模式的成果。反演方式為利用下列方程式(25)。

$$N = c_1 \frac{P}{T} + c_2 \frac{e}{T^2} \quad (25)$$

方程式中折射率 N 來自於乾溫度剖面，溫度剖面由模式提供，即可反演出大氣濕溫度剖面，溫度剖面可由乾溫度剖面的溫度折返點，加上地面溫度或由雲高溫度加以限制而得，取代模式溫度剖面。目前自主程式部分已經完成主要功能的撰寫，目前正積極進行符合即時作業的軟體改寫。

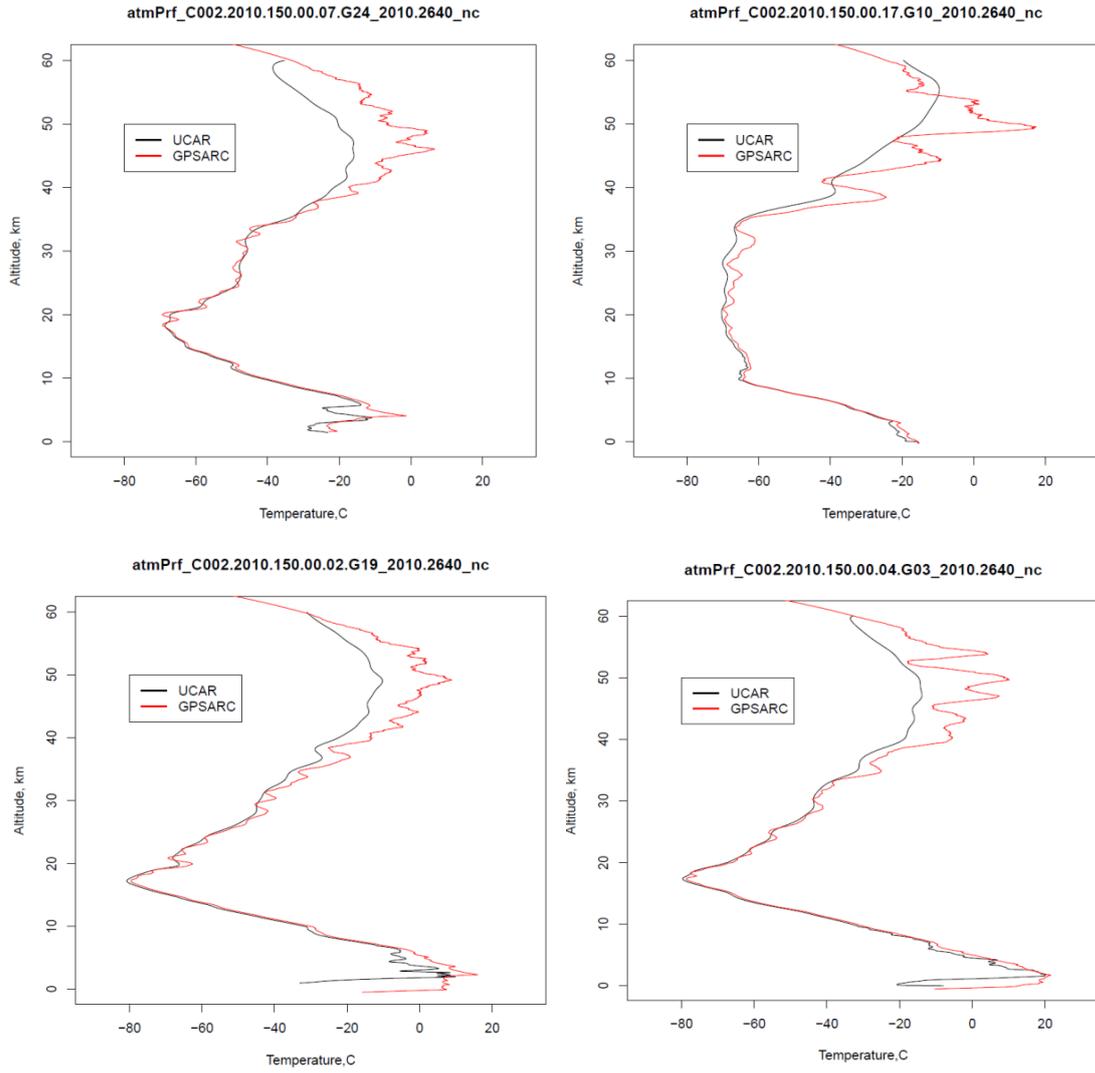


圖 11 掩星大氣乾溫度剖線比較圖

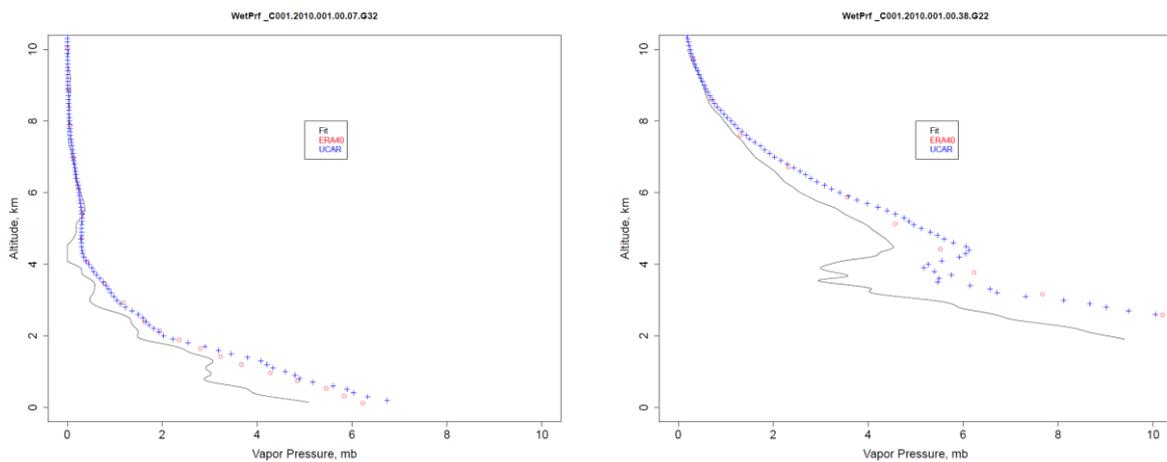


圖 12 濕氣壓剖面圖：黑色線為自主軟體反演出來的成果，藍色十字符號為 UCAR 目前在網上公布的結果，紅色為 ERA40 模式的成果

4. 結論

目前在三個模組反演出來的剖線與 UCAR 的相比，剖線曲線大致上是一致的。前兩個模組經測試驗證，目前都已經接近作業化的雛型階段，只要再稍加改進，預計在今年底可達到作業化模式處理福衛三號的掩星資料，明年經修改後即可處理福衛七號衛星。第三個模組目前也已經反演出合理的濕溫度和濕氣壓剖面，目前正積極改寫，以符合作業化階段。

發展台灣掩星自主軟體，除了希望能做到科技紮根，我們自己能掌握到關鍵技術之外，亦可節省資料處理所需要的經費。更希望有一天能做出新的或更好的反演軟體，達到超歐趕美的目標。

參考文獻

- Feng D. D. and M. Herman, Remote Sensing the Earth's Atmosphere Using the Global positioning System (GPS) — The GPS/MET Data Analysis, *J. Atmos. Oceanic Technol.*, 16, 989, 1999
- Gorbunov, M. E., S. V. Sokolovskiy, and L. Bengtsson, Space refractive tomography of the atmosphere: Modeling of direct and inverse problems. Max-Planck-Institut für Meteorologie Report No. 210, Hamberg, Germany. 1996.
- Gorbunov, M., and A. S. Gurvich, Algorithms of inversion of Microlab-1 satellite data including effects of multipath propagation, *Int. J. Remote Sensing*, 19, 2283-2300, 1998.
- Gorbunov, M. E., Ionospheric correct and statistical optimization of radio occultation data, *Radio Science*, Vol. 37, No. 5, 1084, 2002.
- Igarashi A. Pavelyev, K. Hocke, D. Pavelyev, I. A. Kucherjavenkov, S. Matyugov, A. Zakharov, O. Yakovlev, Radio holographic principle for observing natural processes in the atmosphere and retrieving meteorological parameters from radio occultation data. *Earth Planets Space*, No. 52, 893-899, 2000.
- Karayel, E. T., and D. P. Hinson, Sub-Fresnel-scale vertical resolution in atmospheric profiles from radio occultation. *Radio Sci.*, 32(2), 411-423, doi:10.1029/96RS03212. 1997.
- Liou, Y.-A., and C.-Y. Huang, Active limb sounding of atmospheric refractivity and dry temperature profiles by GPS/Met occultation, *Space Weather Study Using Multipoint Techniques*, Ling-Hsiao Lyu (ed). COSPAR Colloquia Series Vol. 12, 2002. (NSC 89-2111-M-008-025-AP3).
- Jensen A. S., M. S. Lohmann, H.-H. Benzon, and A. S. Nielsen, Full Spectrum Inversion of radio occultation signals, *RADIO SCIENCE*, VOL. 38, NO. 3, 1040, doi:10.1029/2002RS002763, 2003
- Jensen A. S., M. S. Lohmann, A. S. Nielsen, H.-H. Benzon, Geometrical optics phase matching of radio occultation signals, *RADIO SCIENCE*, VOL. 39, NO. 3, 3009, doi:10.1029/2003RS002899, 2004
- Pavelyev A.G., Y.-A. Liou, C. Reigber, J. Wickert, K. Igarashi, K. Hocke, C.Y. Huang, 2002: GPS radio holography as a tool for remote sensing of the atmosphere and mesosphere from space. *GPS Solutions*, 100-108, Vol. 6, No. 1-2, 2002.
- Pavelyev A.G., J. Wickert, Y.A. Liou, K. Igarashi, K. Hocke, and C.Y. Huang, High-precision observation of the mesosphere and atmosphere using radioholographic analysis of GPS/MET and CHAMP radio occultation database. In: *First CHAMP Mission Results for Gravity, Magnetic and Atmospheric Studies*, Ch. Reigber, and H. Lühr (ed). Pub. Springer, Berlin, pp. 500-507., 2003.
- Phinney, R. A. and D. L. Anderson, On the radio occultation method for studying planetary atmospheres. *J. Geophys. Res.*, 73, 1819-1827, 1968.
- Smith, E.K., and S. Weintraub, The Constants in the Equation for Atmospheric Refractive Index at Radio Frequencies. *Proceedings of the IRE*, 41(8),1035-1037,doi:10.1109/JRPROC.1953.274297. 1953.
- Sokolovskiy, S. V., Inversions of radio occultation amplitude data. *Radio Sci.*, 35(1), 97-105, doi:10.1029/1999RS002203. 2000.
- Vorob'ev, V. V., and T. G. Krasil'nikova, Estimation of the accuracy of the atmospheric refractive index recovery from Doppler shift measurements at frequencies used in the NAVSTAR system, *Phys. Atmos. Ocean*, 29, 602-609, 1994.
- Ware, R., M. Exner, D. Feng, M. Gorbunov, K. Hardy, B. Herman, Y. Kuo, T. Meehan, W. Melbourne, C. Rocken, W. Schreiner, S. Sokolovskiy, F. Solheim, X. Zou, R. Anthes, S. Businger, and K. Trenberth, GPS Sounding of the Atmosphere for Low Earth Orbit: Preliminary Results *Bull. Amer. Meteor. Soc.*, 77, 19-40, 1996.
- Wickert, J., Reigber, C., Beyerle, G., König, R., Marquardt, C., Schmidt, T., Grunwaldt, L., Galas, R., Meehan, T.K., Melbourne, W.G., Hocke, K., Atmosphere sounding by GPS radio occultation: 7rst results from CHAMP,

Geophysical Research Letters, 28 (17), 3263–3266, 2001.

Yunck, T. P., C.-H. Liu, and R. Ware, A History of GPS Sounding. Terr. Atmos. Oceanic Sci., 11(1), 1-20. 2000.

Taiwan self-developed software Development for FORMOSAT-3 and FORMOSAT-7

Cheng-Yung Huang¹ Kun-Lin Chen² Eddy Yang³

ABSTRACT

The radio occultation technique for observing atmosphere and ionosphere has been developing for seventeen years, since the launch of the first radio occultation satellite MicroLab-1. The six micro-satellites FORMOSAT-3, the first constellation to observe atmosphere, can provide the global coverage limb measurements above earth surface in all time. It had been proven to be a powerful tool to observe parameters of ionosphere and atmosphere. The radio occultation data is processed by CDAAC software developed by UCAR. Currently, the GPSARC are working hard to develop the Taiwan self-developed scientific software to process the radio occultation data for both missions, FORMOSAT-3 and FORMOSAT-7, NSPO and TACC are developing the automatic and independent system to process the RO data. In this study, we introduce the status of self-developed software about the atmospheric RO data process.

The atmospheric radio Occultation data process include three main procedures, excess phase retrieval, dry parameter profiles retrieval and wet parameter profiles retrieval. The main function of excess phase retrieval is retrieve the OCC observation to excess phase with orbit information of GPS and FS3. The Dry parameter profiles retrieval will produce bending angle, refraction index, pressure and dry temperature without considering the water vapor. The wet parameter retrieval will produce the same atmospheric profiles, except the dry temperature is replaced by wet temperature, and produce the extra water vapor pressure.

Keywords: FORMOSAT-3, GPS, Occultation, FORMOSAT-7

¹Research fellow, GPS Science and Application Research Center of National Central University

^{2,3}Research fellow, National Space Organization, National Applied Research Laboratories

*Corresponding Author, Phone: 886-3-4227151 ext.25518, E-mail: yusn2845@gmail.com

Received Date: Aug. 02, 2013

Revised Date: Dec. 30, 2013

Accepted Date: Jan. 09, 2014

評估福爾摩沙衛星三號姿態對軌道求定之影響

曾子榜^{1*} 陳坤林² 楊善國³

摘要

本文以福衛三號衛星作為研究主題，研究其衛星姿態對定軌的影響定軌並量化之。姿態求定控制系統主要是用於衛星姿態調整，衛星軌道調整，與衛星定軌時的坐標轉換，從慣性坐標系轉到衛星本體坐標系。本研究以福爾摩沙衛星三號為研究測試且詳述福爾摩沙衛星三號所使用的姿態控制系統對於軌道精度之影響。福衛三號衛星任務共有六顆微衛星且每一顆衛星均裝載兩個精密定軌的天線，其中只有一個能接收超過 4 顆 GPS 衛星，用於定位。在衛星運行時，此定位天線的選擇則是仰賴 β angle。當衛星處於地球陰影區時，Sun sensor 將無法作用，導致會有異常的 GPS 觀測量殘差出現與不佳的軌道求解。本研究發現姿態的影響分別對 FM1-FM6 造成 9.35、10.78、4.97、5.48、7.18、和 6.89 公分的軌道誤差，而速度的影響分別為 0.10、0.10、0.07、0.08、0.09、和 0.10 mm/s。本研究將針對此結果給出對福衛七號衛星任務的姿態控制做出建議。

關鍵詞：GPS，衛星姿態，福爾摩沙衛星三號

1. 前言

「福爾摩沙衛星三號計畫」(FORMOSAT-3)為大型台美雙邊國際合作計畫，由雙方政府授權執行，我方代表為國家太空中心(National Space Organization, NSPO)，美方為美國大學大氣研究聯盟(University Corporation for Atmospheric Research, UCAR)代表，此計畫目的是建立全球大氣即時觀測網之先進技術，又稱「氣象、電離層及氣候之衛星星系觀測系統」(Constellation Observing System For Meteorology, Ionosphere, and Climate)，簡稱 COSMIC 計畫。藉由本計畫執行，以期能建立國內微衛星系統之規劃、設計、整合、測試與操作等能力，亦借著技術移轉方式將衛星元件和相關製造技術移轉至國內的製造廠商，以此建立和提升我國太空產業的製造根基(國家太空中心，2003)。福爾摩沙衛星三號任務已於 2006 年 4 月 17 日在美國成功發射升空，共有 6 顆低軌衛星，每顆均裝有兩個

GPS 天線(POD+X 和 POD-X)，其中 POD (precise orbit determination)定軌接收器可提供高精度、無遮蔽之 GPS 相位及電碼資料，用以計算福衛三號高精度軌道 (Hwang *et al.*, 2009)。

福爾摩沙衛星三號計畫已於 2006 年春天發射六顆微衛星，利用火箭將六顆衛星同時發射進入太空，然後再陸續分離和調整入軌，任務軌道設定在距地球表面 700~800 公里高的高空中，為圓形軌道其軌道傾角 72 度，六顆衛星將分佈於六個軌道面，每個軌道面間赤經夾角為 24 度。每顆衛星含燃料約重 70 公斤，外型呈扁平圓柱狀，直徑約 108 公分，高約 18 公分，有兩片圓形太陽能板分佈於同一平面，分別展開 121 度及 59 度，衛星形狀可見圖 1(a)，圖 1(b)則為衛星主體之詳細構造圖(國家太空中心，2003)。

目前衛星定軌最常使用之觀測量不外乎是零次差分 (Zero-difference) 觀測量和二次差分 (Double-difference) 觀測量。利用二次差觀測量進行

¹ 國立中央大學全球定位科學與應用研究中心 研究員

^{2,3} 國家實驗研究院國家太空中心 研究員

收到日期:民國 102 年 08 月 02 日
修改日期:民國 103 年 10 月 13 日
接受日期:民國 103 年 10 月 16 日

*通訊作者, 電話: 03-4227151 ext. 25519, E-mail: bontseng@ncu.edu.tw

精密定軌，必須引入大量的地面 IGS 站組成 IGS 站與低軌衛星之動態基線，且必須解出大量的週波未定值(ambiguity)，對電腦硬體需求相當大，但不需高取樣率 GPS 時錶改正；而使用零次差觀測量則不需引入大量的 IGS 地面站，也不必解出大量的週波未定值，對於硬體的需求較小，但須有高取樣率 GPS 時錶改正的資訊 (Svehla and Rothacher, 2002)。



圖 1(a) 福衛三號簡圖

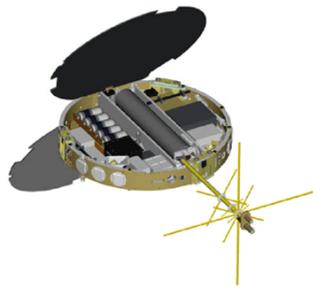


圖 1(b) 福衛三號本體構造圖

一般衛星軌道定軌的方法，常見的有動力法 (dynamic method)、減動力法 (reduced-dynamic method) 以及動態法 (kinematic method) 三種：動力法是以軌道力學模式 (force model) 來描述衛星之運行軌跡，解算特定的力學模式參數，最終求得一密切、最接近真實之衛星軌道。動力法的優點為精度高，可以處理各形式的觀測量，除了求解衛星軌道外，也可同時解算其他力學模式參數，其缺點為力學模式複雜、資料龐大造成處理時間冗長。減動力法類似動力法，其差異在於使用之力學模式較少並搭配 GPS 觀測量進行軌道估計，估計出軌道參數及未被使用之力學模式，如大氣阻力。動態法為直接將接收站瞬時觀測數據代入演算法，即可立刻解算出衛星位置，因其演算法通常簡單，所以可快速的得到結果。其優點為方便、求解速度快、並且在

概念上不需引用任何假設。其精度受限於 GPS 觀測量數量與品質和 GPS 衛星群相對於待測定衛星之相對幾何關係 (Byun and Schutz, 2001)。

本論文所使用的觀測量為零次差 (Zero-difference) 進行定位，並以無電離層線性組合 (Ionosphere Free Linear Combination, L3 或 LC)：利用 GPS 雙頻相位觀測量 L1 與 L2 線性組合以利用消去電離層延遲誤差之一階項影響 (可除去 95% 的電離層影響)，研究工具為瑞士伯恩大學天文研究所所開發的 Bernese 5.0 軟體 (Dach *et al.*, 2007 and 2009)。研究係採減動力法 (reduced dynamic) 進行定軌，並分析衛星姿態角對定軌所造成的影響。

2. 衛星運動理論

人造衛星在繞地球運行時所受的力可分為引力 (gravitational) 和非引力 (nongravitational) 兩部份。主要的引力包含地球引力場、太陽、月球和其他星體的影響，以及日月引力所引起的海潮、固體潮等。而作用在低軌衛星 (Low Earth Orbiter, LEO) 主要的非引力則包含太陽輻射壓、地球輻射壓和大氣阻力等。

2.1 減動力法定軌

減動力法 (reduced dynamics) 的概念與動力法 (dynamics) 一樣，只是將其力模式減少。在本研究中，使用了多體擾動模式、海潮模式、固體潮模式、地球重力場模型、太陽輻射壓，而不考慮大氣阻力、地球輻射壓、相對論效應，但以經驗力模式來吸收其影響。根據 Jaggi *et al.* (2006)，其經驗力可有效吸收非保守力模式的影響，如大氣阻力與輻射壓影響。有了力學模式，再搭配數值積分，即可利用 Bernese 5.0 軟體裡面的積分器，進行軌道積分。為了增加軌道的準確度，吾人使用隨機參數 (pseudo-stochastic pulses) 在 6-15 分鐘的時候解一組速度參數，來修正其軌道的偏差量，以便提升軌道的品質 (Svehla and Rothacher, 2003)。在進行減動力法定軌時，本研究必須有初始值方能進行數值積分，必須先進行 GPS 觀測量之平差計算方可得到起始

值(曾子榜 2006)。

減動力法定軌在求解未知數上並無太大的難處，因為減動力有著力學模式的支持，可藉由數值積分彌補觀測量的不足，故並不需仰賴 GPS 觀測量的多寡，只需求得起始位置，再加上力學模式，利用 Bernese 5.0 的積分器，即可積出一條軌道；然而動態法定軌在求解未知數方面，遇到相當大的問題，需仰賴 GPS 觀測量的多寡以及 GPS 衛星的幾何分佈。若觀測量太少，則可能造成某些時刻無法解算出位置，導致出現斷層。

3. 量化姿態角對於定軌之影響

圖 2 說明了衛星本體坐標系統: X 軸指向飛行方向; Z 軸指向地心; Y 軸則與 XZ 成右手定律。在福衛三號的運行中，ADCS 參考於瞬時的地平系統，其系統主要是由當時衛星的慣性坐標位置與速度所決定，此資訊主要是由 GPS 導航訊息所得到。此瞬時的地平系統被用來當成衛星的名義上的姿態，可當成衛星姿態控制的基準。 ϕ, θ, ψ 分別繞著 XYZ 軸。

衛星的姿態角可組成姿態轉換矩陣(ATM)被用於精密定軌中。姿態角在定軌中主要是被用來做坐標轉換之用，從慣性坐標轉衛星本體坐標，反之亦然。因此不論是減動力法或動態法都需要姿態角的資訊以進行精密定軌。首先，吾人利用軌道重疊

的方法量化出姿態角對軌道之影響。其法為比較利用觀測所得姿態進行減動力定軌與利用名義上的姿態進行減動力定軌。如此，吾人則可以量化出姿態角對於減動力軌道的影響，如圖 2 所示。表 1 為各顆衛星的統計資料。圖 3 所呈現的為一天的資料展示: $86400\text{sec}/60=1440$ minutes。由於圖 4 結果是由兩個不同的動力軌道(有姿態與無姿態的比較)相減所得到的。而衛星軌道積分又仰賴著力模式，因此兩個軌道相減，並定還有 once-per-revolution 的結果在裡面。故可看出約一天約 15 個周期在軌道差異裡面。衛星姿態求定系統主要利用 GPS 導航觀測量，sun sensor，磁力儀 和 earth sensor 加權平均所得。而較大的軌道差異則是由於本身姿態求定演算法所造成。

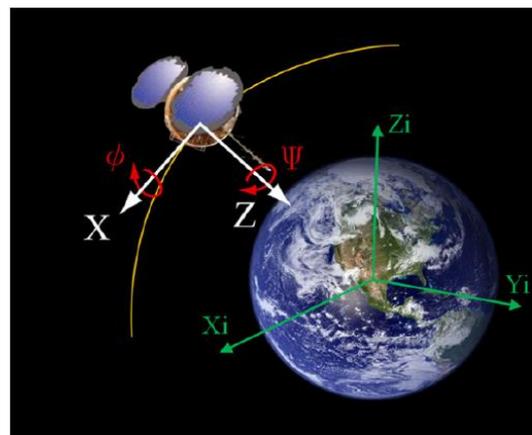


圖 2 衛星本體坐標系統與姿態角

表 1 減動力軌道與速度差異 FM1(DOY 168-231, 2010), FM2(DOY 208-271, 2010), FM3(DOY 44-88, 2010), FM4(DOY 188-250, 2010), FM5(DOY 102-162, 2010) 和 FM6(DOY 80-140, 2010)

	Position (cm)				Velocity (mm/s)			
	R	T	N	3D	R	T	N	3D
FM1	4.54	5.38	6.15	9.35	0.06	0.05	0.07	0.10
FM2	3.70	9.47	3.57	10.78	0.08	0.05	0.04	0.10
FM3	2.32	3.33	2.86	4.97	0.04	0.03	0.05	0.07
FM4	3.02	3.04	3.42	5.48	0.04	0.04	0.05	0.08
FM5	3.51	5.19	3.50	7.18	0.06	0.05	0.05	0.09
FM6	3.67	4.33	3.91	6.89	0.06	0.05	0.06	0.10

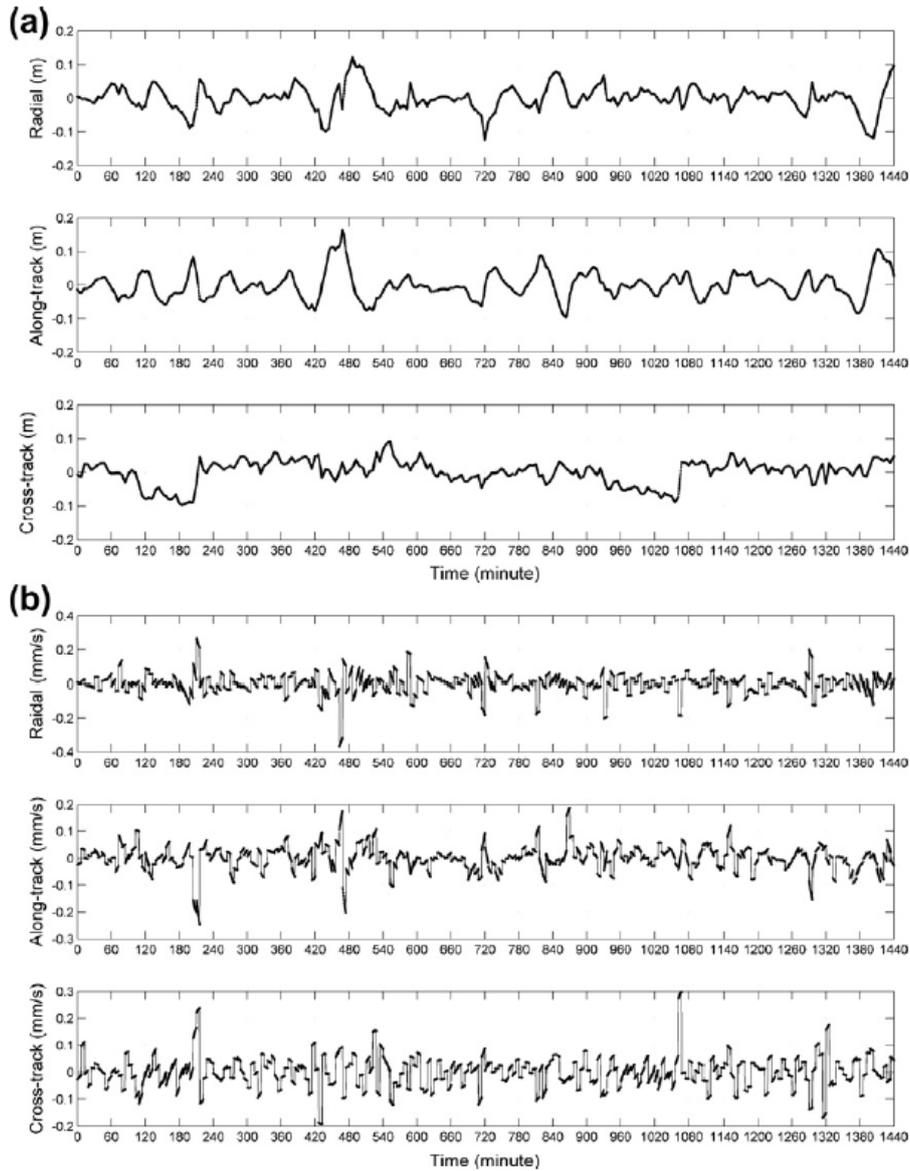


圖 3 減動力法搭配觀測的姿態與減動力法搭配名義上的姿態在(a)軌道與(b)速度上之差異(一天的資料展示)

此外，由於 ATM 為一個正交矩陣，因此 ATM 矩陣與任何長度的內積，其值應等於該長度，其概念如公式(1)

$$D(t) = |A(t) + \delta_1(t) \cdot \tilde{r}_V| - |\tilde{r}_V| \tag{1}$$

D 為基線長 \tilde{r}_V 與 ATM 矩陣 A 之內積減去本身基線長之較差。 δ_1 為 ATM 矩陣之誤差向量。若 ATM 矩陣誤差極小，則 D 值應近似於 0。圖 4 利用 FM3 做為實驗去檢驗 FM3 的 ATM 轉換矩陣。從圖 4 可知，FM3 轉換矩陣於 0.2-0.4 天這個時間段有錯誤，因此在這時間段的 FM3 軌道不建議使

用，這是由於姿態角所造成的。圖 4 的差異主要是由姿態轉換矩陣乘上衛星質心與天線盤的基線所得的結果再與原先未乘上姿態轉換矩陣的基線相比較。此結果無關軌道計算。如此方能客觀的判斷出轉換矩陣是否出了問題。表 2 則為圖 4 的統計資料。明顯的看出在 0.2-0.4 天這段時間，姿態誤差造成軌道的影響高達 4 公分之多，此影響若不剔除，則將嚴重影響動態軌道的精度，進而影響重力場的反行。其餘 0-0.2 和 0.4-1 天的時間段，則是相對好的姿態角資料。

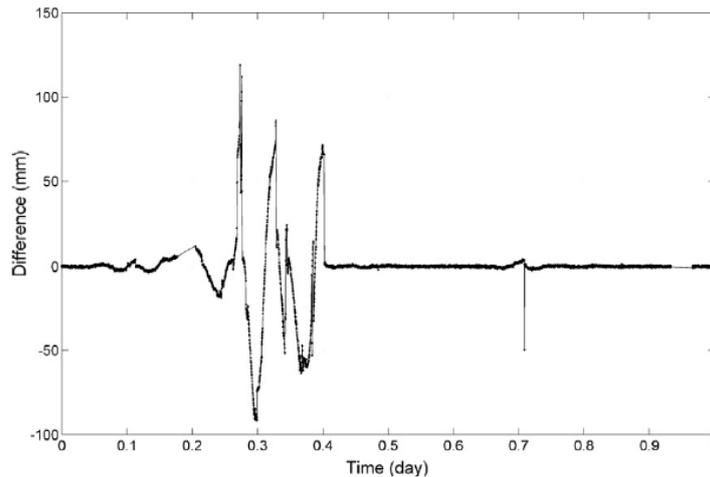


圖 4 FM3ATM 轉換矩陣的表現 (DOY 209, 2008)

表 2 圖 4 的統計資訊

	Day 0-0.2 and 0.4-1	Day 0.2-0.4	Day 0-1
Difference (mm)	1.24	40.34	18.57

4. 結論

精密定軌必須搭配精確又穩定的姿態角資訊方可完成。由於福衛三號軌道精度受限於其姿態控制的影響，在反衍地球重力場時，福衛三號之動態軌道需謹慎的篩選，否則姿態引起的軌道誤差將會傳播至重力場的反衍。經由此實驗，吾人期盼未來的福爾摩沙衛星七號(FORMOSAT-7/COSMIC-2)能改善其衛星姿態控制的品質，以求達到精密定軌之要求。

參考文獻

國家太空中心，2003。福爾摩沙衛星三號計畫，新竹。

曾子榜，2006。福爾摩沙衛星三號定軌:精度及問題分析，交通大學，新竹。

Byun, S. and B. E. Schutz, 2001. Improving satellite orbit solution using double-differenced GPS carrier phase in kinematic mode, *Journal of Geodesy*, Vol. 75, pp. 533-543

Dach, R., Brockman, E., Schaer, S., Beutler, G., Meindl, M., Prange, L., Bock, H., Jäggi, A., and Ostini, L. (2009) GNSS processing at CODE:

status report. *J Geod* 83(3-4):353-365

Dach, R., Hugentobler, U., Fridez, P., and Meindl, M. (2007) *Bernese GPS Software – Version 5.0*, Astronomical Institute. University of Bern, Switzerland

Hwang, C., Tseng, T.P., Lin, T., Švehla, D., and Schreiner, B. (2009) Precise orbit determination for the FORMOSAT-3/COSMIC satellite mission GPS. *J Geod* 83: 477-489, doi: 10.1007/s00190-008-0256-3

Jäggi, A., Hugentobler, U., and Beutler, G. (2006) Pseudo-stochastic orbit modeling techniques for Low-Earth orbiters. *J Geod* 80 (1): 47-60 doi:10.1007/s00190-006-0029-9

Svehla, D. and M, Rothacher, 2003. Kinematic and reduced-dynamic precise orbit determination of CHAMP satellite over one year using zero-differences, EGS-AGU-EUG Joint Assembly, Nice, France

Assessing attitude effect of FORMOSAT-3/COSMIC satellite on orbit determination

Tzu-Pang Tseng^{1*} Kun-Lin Chen² Eddy Yang³

ABSTRACT

This study quantifies the attitude effect of FORMOSAT-3/COSMIC (F3C) satellite on orbit determination. An attitude determination and control system (ADCS) is used for the transformation between the satellite body frame and the inertial frame. The F3C satellite mission consists of six microsattellites and each satellite is equipped with two antennas for precise orbit determination (POD). One of two POD antennas, called the default antenna, can be used for POD, having an ability to receive more than four GPS satellites. During the inflight phase, F3C has a flip-flop maneuver every 60 days. Such a maneuver is a function of the sun beta angle. Under the eclipse, alternative attitude sensors are activated to replace the Sun sensors, and such a sensor change leads to anomalous GPS phase residuals and a degraded orbit accuracy. The attitude effect on FM1-FM6 causes the orbit error of 9.35, 10.78, 4.97, 5.48, 7.18 and 6.89 cm, respectively and the velocity error of 0.10, 0.10, 0.07, 0.08, 0.09 and 0.10 mm/s, respectively. Based on the results given in this study, some suggestions for the upcoming FORMOSAT-7/COSMIC-2 satellite mission are made.

Keywords: FORMOSAT-3/COSMIC, GPS, attitude

¹Research fellow, GPS Science and Application Research Center of National Central University

^{2,3}Research fellow, National Space Organization

*Corresponding Author, Phone: 886-3-4227151 ext. 25519, E-mail: bontseng@ncu.edu.tw

Received Date: Aug. 02, 2013

Revised Date: Oct. 13, 2014

Accepted Date: Oct. 16, 2014

福衛五號衛星系統驗證與確認

葉嘉靖^{1*} 何佩怡²

摘要

衛星為一多功能軟硬體系統，處理各樣電力、感測與數位訊號。各次系統發展其特殊功能，依系統需求與介面定義，做各功能元件發展與測試。然而，衛星要能發揮功用，執行任務，必須整體功能齊全，無論是感測器、致動器、資料處理或飛行演算法，必須通過完整的系統驗證與確認，確保所有介面之定義互相符合，確保飛行軟體內演算法可正確執行衛星控制。此種驗證測試毋需以昂貴的飛行元件作系統驗證，以功能性能幾近相同之工程驗證體替代衛星飛行體執行測試，可早期找出衛星系統複雜的匹配性問題。系統驗證對新開發之元件尤其重要，例如，衛星電腦、飛行軟體模組，新出廠的元件一定要經過系統檢查才能確保本身沒有系統相容性問題。

關鍵詞：驗證與確認、系統需求、工程驗證體

1. 系統介紹

福衛五號為我國第一枚自主發展的衛星系統，其任務為提供可見光2公尺灰階解析度與4公尺多頻譜解析度之全球影像遙測衛星，作為福衛二號遙測衛星接續任務，提供國內全球影像服務。福衛五號為太陽同步軌道設計，具通過地面軌跡兩日再訪特性，涵蓋全球各角落影像之遙測取像功能，可接續作國土規劃、災害觀測等重要工作，預計2015年發射(Chang *et al.*, 2012)。

衛星無論大小，其系統本身功能複雜，福衛五號在架構上可分為衛星本體(Spacecraft Bus)、遙測酬載(Remote Sensing Payload)與科學酬載(Science Payload)三部分，衛星本體又可分為電力(Electrical Power)、電腦、通訊(Communication)、姿態控制(Attitude Control)、熱控(Thermal Control)、推進(Propulsion)、結構(Structure)與飛行軟體(Flight Software) 8個次系統，遙測酬載可分為光學系統、感測器與影像處理。包含各個不同次系統處理各樣電力控制、遙感測資訊，衛星作為一套無人操作飛

行器，衛星電腦接收各次系統傳來的感測器訊號，經運算後轉化為各種控制指令，即時傳輸至不同的控制器與致動器，使衛星在太空軌道中維持電力、姿態與正常操作，並可支援各項任務或實驗。衛星系統的次系統包含有姿態控制系統、電力系統、指令與資料處理系統(Command & Data Handling)、微波通訊系統、熱控系統、推進系統與飛行軟體系統，每一次系統領域功能不同。衛星系統依任務需求分配分項功能於各元件上，且定義彼此介面，當各功能元件發展與測試完成後，被賦予特定功能的元件須整合成一系統才能發揮最終功用。然而，衛星要能發揮完整功用執行任務，必須所有軟體、硬體符合系統需求整合程序，換言之，即系統功能完整性。此處，無論是哪項次系統，都必須通過完整的系統驗證與確認，確保電力控制、遙感資料處理及衛星控制符合衛星系統需求與任務需求，確保所有介面互相符合，確保飛行軟體內演算法可正確執行衛星控制。

系統驗證與確認依衛星發展進程規劃，可分為工程驗證體階段與衛星飛行體階段。衛星飛行體使

¹ 國家實驗研究院國家太空中心 正工程師

² 國家實驗研究院國家太空中心 副研究員

收到日期:民國102年07月28日
修改日期:民國102年12月31日
接受日期:民國103年01月07日

*通訊作者, 電話: 03-5784208 ext. 9502, E-mail: jjyeh@nspo.narl.org.tw

用飛行元件組裝而成，其個別元件單價高、取得期程長，適合配合衛星結構體執行發射與軌道環境測試、功能綜合性測試。對需要完整執行驗證之衛星系統功能，宜儘早開始規畫進行，在飛行體上執行太晚，若發現問題已很難回頭再修改飛行元件，衛星發展時程上也不允許以飛行體進行太細節的系統相容性檢查。相對而言，工程驗證體以功能相同的元件工程體組成，電氣介面與飛行體完全相同，可全面展開跨次系統間的軟體與硬體功能測試與衛星操作資料庫檢查，此種驗證與確認對新開發之元件尤其重要，例如，衛星電腦，可早期發覺複雜系統之間匹配性是否正常。此外，衛星面對各種軌道上的環境只能靠模擬產生，此部分的感測與驗證無須倚賴飛行體，反而利用工程體與地面測試系統的相互配合，可做更有效的測試安排。衛星系統驗證與確認利用工程體為所有衛星發展必經的一段路程。

2. 工程驗證體系統架構與功能

衛星工程驗證體(Engineering Development Model, EDM)，是構成衛星系統驗證的主角，其由各衛星元件的工程體組合而成(Chang *et al.*, 2012)，工程體與飛行體的差異在於零件等級的選擇，亦未經過環境測試驗證，故其在功能與性能上的差異甚微，但可取得的時機早，運用在地面上測試最經濟。最完整之工程驗證體具有所有之衛星元件工程體，但此種規劃殊無必要，毋須於工程驗證體測試的次系統或元件不須安排，如衛星結構體，沒有測試環境的部分，如太陽電能板。

衛星最核心的航電系統(電力系統、姿態控制系統、指令與資料處理)需要有完整的工程體才具有實際驗證的成效，福衛五號工程驗證體的航電系統為電力控制與配置單元(Power Control and Distribution Unit, PCDU)與指令與資料管理單元(Command and Data Management Unit, CDMU)，作為太空中心第一枚自主衛星系統，電力控制與配置單元、指令與資料管理單元亦為國內第一次自主

開發太空級航電元件。PCDU 主控所有衛星電源，太陽電力調節、衛星電池充電調節、各衛星元件電源控制與保護，甚至衛星主電源切換與閉鎖再復原保護機制皆內建於此中央系統內。CDMU 內含有一顆 LEON-3 中央處理器，選擇作為太空中心自主衛星多用途處理器，其為歐洲太空總署推廣的 CPU，具有較易取出口管制與高失效容忍之特性(Weng *et al.*, 2007)，此 CPU 所乘載的飛行控制軟體與整個航電系統皆由太空中心主導完成，再搭配太空中心主導開發的遙測酬載，這些首次開發的關鍵元件整合性與相容性為 EDM 最大之挑戰。福衛五號衛星另一項特色為使用不具太空規格的軍規元件 LITEF Gyro，此發展方向在福衛五號的前期即已確定(Weng *et al.*, 2007)，檢驗此等元件之電氣特性亦為 EDM 之重點工作。

除此之外，福衛五號工程體也包含衛星電池與衛星線束，衛星電池提供衛星操作時主電源電壓變化的參考行為，衛星線束則與飛行線束具有完全相同之電氣介面定義，可檢視飛行線束的設計是否有誤。

姿態控制所需的感測器與致動器元件，因沒有太空環境觸發，其反應亦無法回饋至衛星，使用上可用地面測試設備模擬，儀器搭配軟體可模擬出仿真訊號供驗證測試。太陽電能板不可能在測試廠房接觸到真正的軌道太陽輻射，故提供電力是由可模擬太陽電池的儀器或直接使用電源供應器對工程驗證體供電。再搭配測試用的主控電腦(Satellite Test Controller, STC)，內含衛星地面站操作衛星之資料庫，這些統稱為電機地面測試設備(Electrical Ground Support Equipment, EGSE)。

福衛五號 EDM 是以經濟效益的考量來組成，航電系統中的 PCDU 與 CDMU 在自主發展過程中自然會留下元件工程體。因介面相同，EGSE 可用相同設計複製一套，只需利用相同設計重製一套衛星線束(其本身亦作為介面驗證對象)，再搭配飛行軟體，即完成福衛五號 EDM 系統，所花費的額外成本甚低(台幣 1500 萬以內)，較之十數億元以上的衛星飛行體來作測試，經濟便捷許多，發展期中若衛星設計修改，模擬器的修改也較為容易。此

種架構亦可稱為 FlatSat，與太空中心以往外購衛星的福衛一號、福衛二號、福衛三號 EDM 架構相比，是一大變革(Weichbrod and McBride, 1995)，以往福衛系列衛星 EDM 採用全工程體硬體架構，甚至有衛星相同的結構體(Hawes, 2003)，需要較長時間等衛星設計成熟再準備，此外，原始程式碼太空中心無法取得，只能操作，無法沿用。福衛五號 EDM 提供太空中心一個迅速便捷開始執行測試驗證的機會，因部分飛行元件取得困難，EDM 使衛星系統實際的驗證工作比衛星飛行體整合測試提早兩年開始。

福衛五號執行系統驗證與確認利用工程驗證體與電機地面測試設備模擬完整測試環境，測試人員可在主控電腦上對工程驗證體下達指令，並接收遙傳數據，如同在衛星操控中心操作衛星般，一邊對系統執行驗證，同時施予操作確認。福衛五號工程驗證體架構如圖 1，如上述，其核心航電系統部分皆使用元件工程體做功能驗證與系統確認。微波通訊驗證不在工程驗證體規劃範圍，其硬體性能分別在元件出廠與衛星飛行體系統整合時分別量測，此處僅針對衛星資料傳輸格式、內容作確認，使用基頻通訊。福衛五號工程驗證體於階段三(階段的定義請參考 2.3 節說明) 初步完成的設置如圖 2。

2.1 福衛五號工程驗證體架構

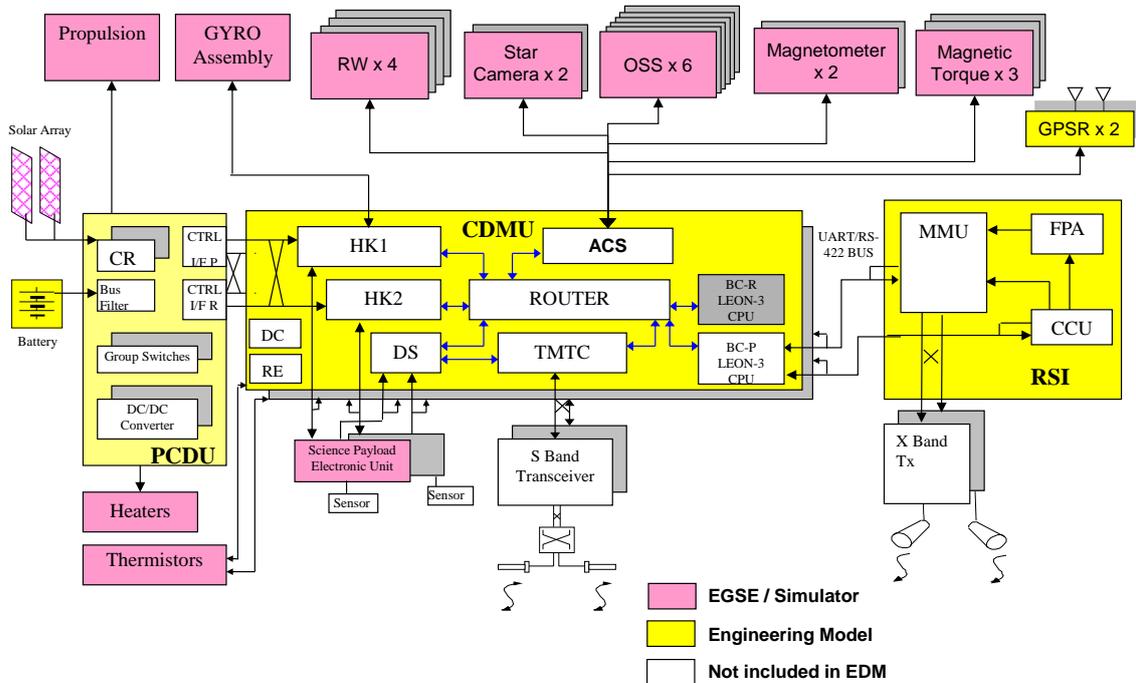


圖 1 福衛五號工程驗證體系統架構



圖 2 福衛五號階段三時期工程驗證體設置

2.2 福衛五號工程驗證體功能

除微波通訊外，幾乎所有衛星系統功能皆可於衛星工程驗證體上驗證，衛星電腦中裝載分階段發展完成的飛行軟體程式碼，配合各次系統模擬器檢驗控制演算法之正確性，模擬器亦可模擬不同軌道、不同環境下的情境，反覆檢測衛星系統操作性能，這用真實元件硬體不容易達成的條件，亦是工程驗證體的優點之一。

福衛五號電力控制與配置單元、指令與資料管理單元與衛星飛行軟體皆為國內首次自行發展之衛星關鍵技術，雖經個別單元測試完成，系統組裝後之相容性為驗證重點，複雜的軟硬體間相互配合難免有錯或誤解，若直接在飛行體上發現錯誤，輕則影響時程，重則損傷硬體，皆為發展過程中所不樂見。若改正錯誤

同時需變更飛行硬體設計，尤需及早發現，以免昂貴之飛行體硬體完成後重新施作，影響品質，此為工程驗證體優點之二。

衛星線束聯繫著所有設計規劃的電氣介面，福衛五號電氣界面僅衛星本體部分即超過 3000 組，分散於 168 個連接器及近 200 組加熱器與溫度感測器上，利用相同的系統界面定義、相近的線束長度、地面等級連接器，製作工程驗證體線束安裝，於整個系統驗證測試過程中，可連帶檢驗此系統界面定義是否正確，做為飛行線束設計製作準備。

飛行軟體為工程驗證體最主要的測試驗證項目，依各次系統與硬體元件不同需求，分階段完成各演算法，主要的演算法有系統管理（含火箭發射與衛星分離階段）、姿態控制、電力控制、熱傳控制、指令與資料處理、硬體元件驅動程式。由最底層驅動程式開始，逐步

整合各硬體元件架構，進而執行次系統驗證、功能失效與恢復驗證，最後執行全系統確認。每個環節的測試均充份驗證某部份飛行軟體功能，於反覆驗證/修改的過程中，讓飛行軟體驗證度能涵蓋設計階段未設想的狀況，以期發展出健全可靠的飛行軟體。

再者，指令與遙傳資料庫驗證關係到未來衛星操作，資料庫的建立是由各次系統與飛行軟體共同努力而建立，其格式內容龐雜無法只靠書面審查確認正確性，若由衛星飛行體執行測試在時程上已太晚，恐造成整合測試時程壓力，影響其餘正常測試內容。工程驗證體可於衛星工程體元件初整合時即開始測試，逐步驗證資料庫內容，對後續資料庫編修有正面效果。

工程驗證體亦可作為衛星飛行體整測之輔助，除測試程序可於其作事前演練，減少出錯機會，衛星電機系統整測過程發現的問題亦可於工程驗證體上做除錯與初步排除，支援衛星飛行體整合測試。對於沒把握的測試工作，工程驗證體或可替代衛星飛行體。

此外，飛行操作程序開發有賴各相關工程人員基於原始設計理念琢磨實際步驟，工程驗證體較飛行體更適合當做試驗場合，經由不斷的測試驗證，排除或修改程序，再加上系統失效與恢復機制的驗證，發展福衛五號衛星飛行操作手冊。

2.3 福衛五號工程驗證體發展流程

依福衛五號次系統複雜度與發展成熟度，工程驗證體由組裝到發展完成共分為 8 個階段(Phases)，如圖 3。

第零階段為準備階段。第一階段組裝電力控制與配置單元和指令與資料管理單元雛型體，加上電力地面測試設備、測試主控電腦，可執行飛行軟體中底層的硬體元件驅動程式測試與指令與資料處理驗證。迨自主關鍵元件

完成，第三階段將電力控制與配置單元和指令與資料管理單元換成工程體，配合新版飛行軟體與資料庫，執行電力控制演算法驗證與姿態控制安全模式演算法驗證，其間，為使日後飛行體整合測試順利，加入飛行體測試所需之測試程序於工程驗證體演練，事先除錯，省卻飛行體測試除錯時間。第四階段整合第二套指令與資料管理單元工程體，使工程驗證體具備系統交叉備援功能，更新飛行軟體與資料庫，同時進行姿態控制正常模式演算法驗證與熱傳控制演算法驗證。第五階段再更新飛行軟體與資料庫，進行姿態控制軌道轉換模式演算法驗證，衛星本體系統失效與恢復機制的驗證也在階段五測試。第六階段預備進行傳導電磁相容測試。第七階段將遙測酬載儀器與科學酬載儀器工程體整合，執行相關指令與遙傳資料庫測試，利用預存的影像檔，執行衛星影像下傳測試，與酬載儀器相關之系統失效與恢復機制也在階段七驗證。至此，工程驗證體算是完成，最後第八階段執行衛星任務驗證與確認整合型測試。發展流程與整合順序參考福衛一號 EDM 組裝規劃(McBride, 1996)。

3. 驗證測試內容

福衛五號系統驗證與確認工程由各次系統先針對本身的設計做驗證，系統驗證項目再根據次系統驗證結果發展，測試過程會不斷反覆修正錯誤、介面不匹配之處，同時提供系統驗證適當方法，福衛五號衛星操作手冊也因此得以建立。基本驗證測試內容分別如表 1、表 2。

測試驗證最早由飛行軟體架構底層開展至上層，表 1 與表 2 驗證飛行軟體底層服務功能和指令與資料管理單元硬體整合。

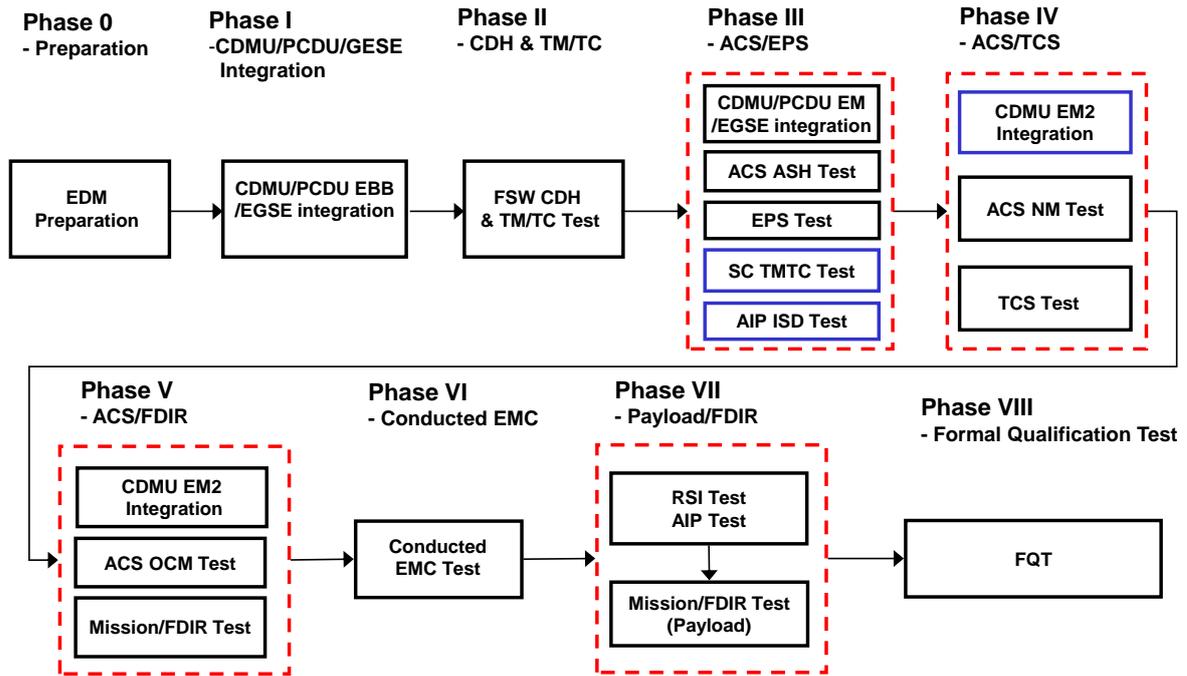


圖 3 工程驗證體發展流程

表 1 飛行軟體服務驗證

測試標題	內容描述
Telemetry Function	驗證衛星遙傳數據下鏈與資料封包調整功能。
Telecommand Function	檢驗定時指令管理機制。
On Board Time	檢驗衛星電腦時間運算、時間同步機制。
SPW IO execution list	檢驗 Spacewire 循環輸出與輸入執行序列。
Device Telecommand	測試 SpaceWire、非同步、與序列元件裝置指令。
Monitoring Library	飛行軟體執行監控資料庫指令測試。
Mission Plan Queues	測試任務相對時間指令執行。
Memory Management	測試飛行軟體記憶空間資料下載、貼上與清除功能。
Report Buffers Management	測試飛行軟體事件報告機制。
ARO Procedure	測試衛星自動安全模式程序。
Software TC	測試衛星各元件、次系統與酬載之飛行軟體即時程序指令。
Mode Transition and Entrance Test	驗證飛行軟體控制衛星在不同系統操作模式間轉換、進入地面測試模式。
Restart Deployment Sequence Test	測試飛行軟體啟動太陽能板展開程序。
On Orbit FSW Upload Test	飛行軟體上傳程序驗證。

表 2 指令與料管理驗證內容

測試標題	內容描述
HPC Test	檢查所有最高優先度硬體指令執行動作。藉由指令與資料管理單元模組解譯，驗證單元模組與相關硬體切換。
ARO Validation Test	驗證衛星進入自動安全模式啟動機制。
Two CDMU Configuration Test	檢查兩組指令與資料管理單元之間相互切換與搭配之操作組合。
CDMU TC/TM Test	檢查指令與資料管理單元所有指令與遙傳資料庫。

表 3 電力控制系統驗證內容

測試標題	內容描述
PCDU Discrete Command Check	檢查電力控制與配置單元個別控制指令。
Bus Under Voltage Test	驗證飛行軟體演算法，衛星主電壓之低電壓保護機制，確認飛行軟體可執行偵測並作系統恢復。
EPS Sensor Failure Test	驗證飛行軟體演算法，電力次系統感測器失效反應，確認飛行軟體可偵測失效、做失效隔離、並做系統恢復。
EPS Charge Algorithm Validation	驗證飛行軟體演算法，針對衛星電池作充電、放電控制與監測。
EPS Mode Test	驗證飛行軟體演算法，電力控制操作模式轉換。
Battery Ampere-Hour Integration Validation	驗證飛行軟體演算法，衛星電池充電狀態之計量。
Battery Protection Function Test	驗證飛行軟體演算法，檢查其與電力控制單元對衛星電池充電、放電保護機制。

表 4 姿態控制系統驗證內容

測試標題	內容描述
AOCS TM/TC Test	驗證姿態控制系統地面測試設備，檢查其與指令與資料管理單元之間指令與遙傳通訊協議。
ASH Mode Test	驗證飛行軟體姿態控制演算法，確認姿態安全模式控制。此為福衛五號緊急狀態姿態。
Normal Mode Test	驗證飛行軟體姿態控制演算法，確認姿態正常模式控制。此為福衛五號衛星任務正常姿態。
Maneuver Test	驗證飛行軟體姿態控制演算法，確認姿態調整轉換控制。此為福衛五號衛星任務正常姿態轉換。
Orbit Control Mode Test	驗證飛行軟體姿態控制演算法，確認福衛五號軌道轉換姿態模式控制。

表 5 熱傳控制系統驗證

測試標題	內容描述
Thermal Function Test	驗證飛行軟體熱傳控制演算法，確認各溫度感測器與加熱器之間指令與監控的關係符合溫控標準。
TCS FDIR Test	驗證飛行軟體熱傳控制演算法失效保護機制。

表 3 至表 5 列舉飛行軟體上層應用對象的各次系統驗證項目，內容著重於演算法確認，姿態控制演算模式驗證採用多階段漸進程序來達成，首先由 Acquisition and Safe Hold mode (ASH)開始，第二步進行 Normal Mode 驗證 (Berger *et al.*, 1998)，再來進行 Orbit Control Mode (OCM)驗證。演算法屬次系統設計，由各次系統依系統需求與使用元件硬體規格發展而來。福衛五號系統驗證與確認利用各演算法在飛行軟體中的架構位置分別驗證確認可符合系統需求，最後再設計全系統測試方案，藉由一個或連續多個軌道情節確認系統穩定性，也可由發射分離連續執行至衛星進入正常模式來檢驗不同操作模式之間的轉換與運作。

除上述衛星本體次系統本身的驗證外，進入系統層次的驗證，EDM 因為是航電系統加上軟體模擬衛星動態與衛星環境，在某些測試狀況更為便利，如 Failure Detection, Isolation and Recovery (FDIR)與 Automatic Recovery Order (ARO)測試，可迅速加入錯誤因子或錯誤因素重現，不必等待所有硬體真正反應時間、不必等待硬體恢復，在短時間內可重置重測，驗證時其航電系統是真正硬體，無論 CPU 的運算、介面傳輸、衛星電力的開關或切換皆是真正衛星的反應，可確保衛星關鍵操作的真實性。另一個衛星關鍵操作的狀況是早期軌道，若以純軟體模擬有其侷限性，透過 EDM 設定發射與早期軌道環境作系統驗證，確保衛星發射與初期軌道存活性，是衛星發射前必須確認的環節。

影像模擬與測試是為檢查自主發展的遙測酬載電子系統與衛星本體 X 頻段發射器之

間的資料傳輸，大量的遙測影像資料必須靠高速傳輸才能在不超過 8 分鐘內傳輸完畢，資料傳輸率高達 150Mbps，兩次系統之間時脈設定的些微差異即可造成遙測影像下傳地面錯誤，遙測酬載電子系統的太空規格可程式邏輯閘變換程式不易，EDM 利用模擬的影像可預先檢查點對點影像傳輸是否符合最小錯誤率要求，使遙測酬載電子系統可進入飛行體生產階段。

4. 初步測試結果

福衛五號系統驗證與確認已開始執行，現進行至第四階段測試，執行過程主要還是在飛行軟體的修正與衛星指令/遙傳資料庫的建立，期間亦執行部分衛星飛行體測試演練，姿態控制安全模式和電力控制已驗證確認完成。圖 4 顯示福衛五號衛星姿態控制在安全模式(ASH Mode)20000 秒內，各軸轉動速度的收斂情形，由於衛星軌道周期約 5900 秒，可看出發射飛離 7000 秒後衛星本體三軸皆已收斂，姿態模式轉換指標亦規律變換，此結果顯示安全模式下的各軸姿態皆可在福衛五號發射分離後 2 圈任務軌道內完成收斂，與預期結果近似。圖 5 顯示衛星電力控制系統的電池充電電流保護，藉由調整充電電流上限值 (EBATILIM)使當時的電池實際電流超過或低於上限值來觀察電池充電調節器的變化，並觀察實際衛星電池充電電流是否不超過其設定之電流上限值。觀察結果顯示電池充電調節值 (ECRW) 會隨電池電流超過上限而下降、低於上限而升高，且實際衛星電池電流從未超過其充電上限值，達成系統對衛星電池的需求。

於測試過程中，也陸續發現其餘飛行軟體、

指令/健康數據遙傳資料庫、指令與資料管理單元硬體、與序列通訊間匹配問題。無論是修改製造中的硬體或軟體資料庫，早期發現問題，及早因應修改，對福衛五號完整有極為正向助益。

5. 結語

衛星為一複雜之系統整合工程，從設計開始至發射升空，除各階段性設計審查外，測試驗證尤其重要，系統驗證便被賦予最後整合的把關角色。福衛五號 EDM 工程驗證體做為太空中心第一枚自主衛星系統驗證之用，所有軟硬體皆由無到有，克服各種障礙，衛星模擬的演算法也開發完整的原始碼，已藉由第三人確認模擬結果，整合驗證過程雖比預期的時間延

長，但藉由此系統驗證與確認，發現設計過程無法找到的問題，PCDU 單機測試無法發現其與系統整合測試之差異，在 EDM 驗證中曾成功找到僅 0.5V 的過電壓保護差異現象，並分析出其原因。EDM 最重要的就是及早發現衛星問題，協助衛星飛行體縮短測試時間，減少測試風險，並確認衛星在軌道上之操作可與地面驗證結果相同。目前福衛五號系統驗證與確認正於工程驗證體上分階段整合執行，已出現顯著成效，幫助飛行體製造整合，減少飛行體錯誤發生率，且藉由逐步整合，衛星操作資料庫亦逐步建立與修正，在可預見之未來，可幫助飛行體全功能測試順利進行，達成衛星發射入軌操作之目標。

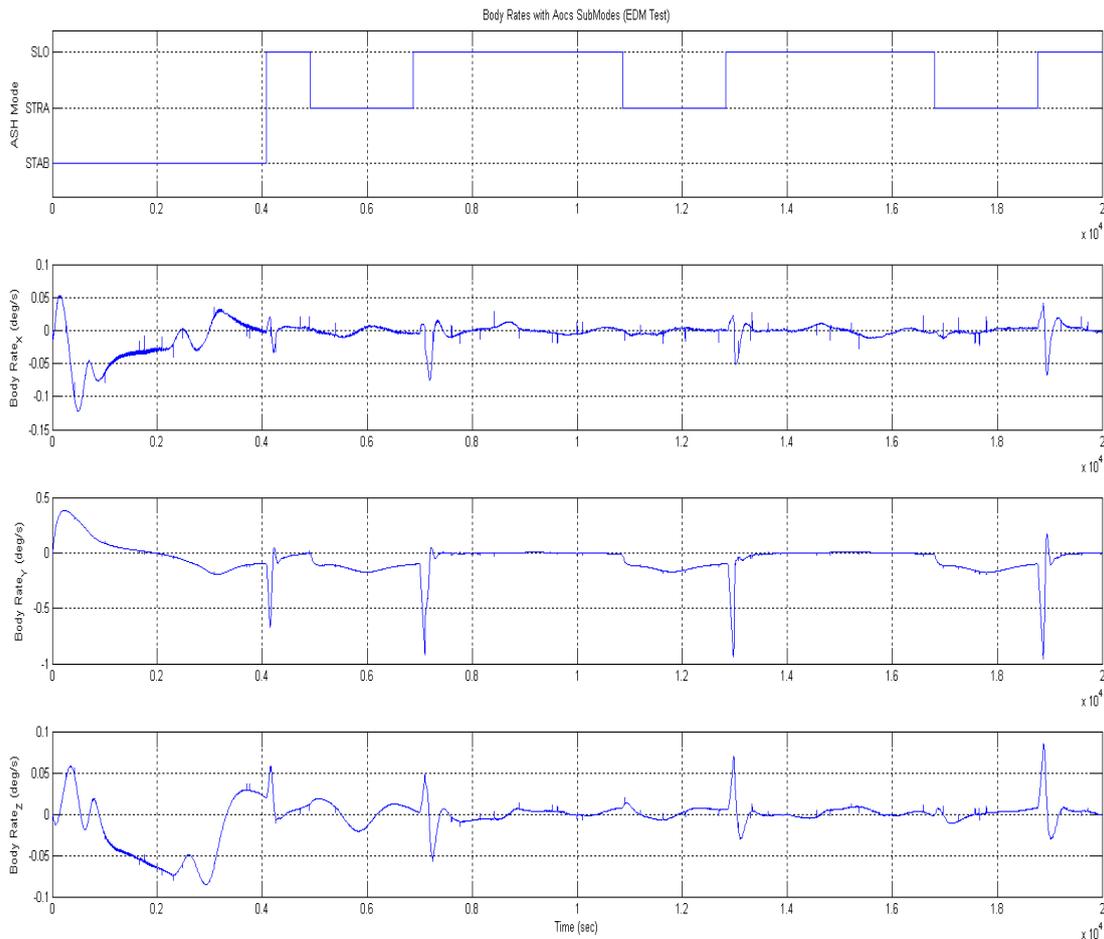


圖 4 姿態控制安全模式測試於衛星發射分離後 20000 秒內（超過 3 圈軌道）結果。衛星 Z 軸可在 7000 秒後（2 圈軌道內）達到收斂，姿態判斷模式（ASH Mode）亦可在 5000 秒（1 圈軌道）後隨日照與日陰影正確變換

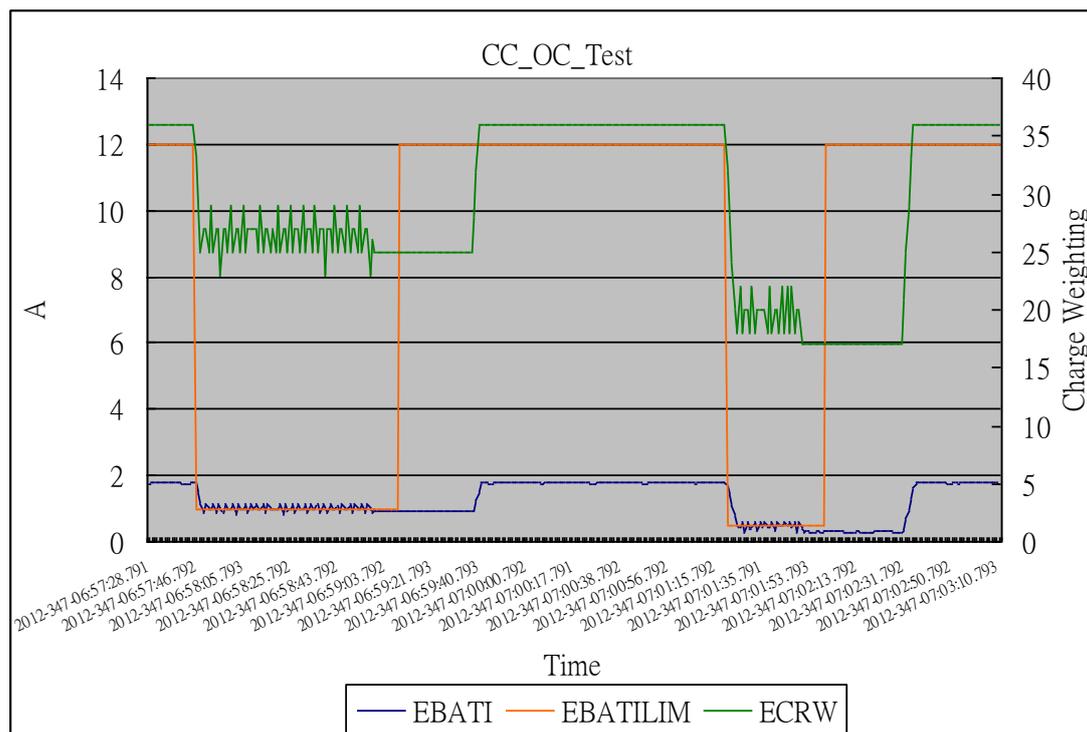


圖 5 衛星電池電流保護測試結果，ECRW 代表電池充電電流調節比例（右軸），36 是滿刻度（100%），EBATILIM 代表衛星電池充電電流上限，EBATI 代表衛星電池實際電流。實測結果顯示衛星電池電流一直限制在電流上限之下

參考文獻

Observation,
IAA-B6-0904

Berlin, Germany,

Ann Weichbrod and Lesley McBride, 1995. ROCSAT-1 EDM Configuration Management Plan, TRW internal document, D22960

Dean Hawes, 2003. ROCSAT-3 EDU Spacecraft Integration and Test Plan and Procedures, Orbital internal document, S527-PP6500

G. Berger, L. Dribault and P. Damilano, August 1998. LEOSTAR Development and Validation, 12th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, SSC98-V-3

Ho-Pen Chang, Guey-Shin Chang, Jer Ling and Tony Tsai, 2012. Remote Sensing Satellite FORMOSAT-5, 63rd International Astronautical Conference, Naples, Italy, IAC-12-B4.4.8

Lesley McBride, 1996. ROCSAT-1 EDM Electrical Integration Test Plan, TRW internal document, D23954

Shui-Lin Weng, Jer Ling and Tung-Hung Tsai, 2007. Indigenous Mission of Satellite Development Program in Taiwan, 6th IAA Symposium on Small Satellite for Earth

FORMOSAT-5 Satellite Verification and Validation

Jia-Jing Yeh ^{1*} Pei-Yi Ho ²

ABSTRACT

Satellite is a hardware-software system with multi-function, containing various power, sensing and digital signals, where each subsystem develops its functions following system requirements and interface definitions. Within the system, each element in the satellite, including sensors and actuators, has to be verified and validated against system requirements and interfaces. In addition, flight software validation assures flight control algorithm, developed by cognized engineers, are compatible with hardware equipment. Such a course does not require expensive flight hardware in the validation process. Instead, engineering model, with the same function, of each hardware is more adequate to be employed. Moreover, to detect any conformity issue within the system in early state is a critical task in satellite project, especially for the new-developed components, e.g. On-Board Computer and flight software. System compatibility issue oftentimes takes place after integrating them to the spacecraft system and that ought to be dealt with.

Keywords: Verification and Validation, System Requirements, Engineering Development Model

¹Principal Engineer, National Applied Research Laboratories, National Space Organization

²Associate Researcher, National Applied Research Laboratories, National Space Organization

Received Date: Jul. 28, 2013

Revised Date: Dec. 31, 2013

Accepted Date: Jan. 07, 2014

*Corresponding Author, Phone: 886-3-5784208 ext. 9502, E-mail: jjyeh@nspo.narl.org.tw

福衛二號立體取像與影像精度

周士傑^{1*} 劉蓓蓓²

摘要

立體影像為利用感測器針對同一目標物，進行多次拍攝，因其拍攝視角不同而導致不同視差，可藉由其相對幾何關係得到目標物的高程資訊，在一般航空攝影中，基高比 (B/H ratio) 為度量所產製的影像其高程資訊所可得到的理論精確度，然而對遙測衛星而言，其飛行高度相對於地球半徑並非不可忽略，同時所拍攝的目標物並不一定在軌道下方，因此單純基高比並不足以做為憑斷立體影像精度的指標，本文將以福衛二號拍攝之立體影像為例子，分析其拍攝方式與其精度的關係。

關鍵詞：福衛二號、立體對取像、排程、數值高程模型

1. 衛星立體取像

人造衛星依照其任務設計，在距離地表 400 到 1000 公里高度的軌道上運行執行任務，並且現行高解析力人造衛星大部分具備俯仰角以及滾轉角轉動的能力，因此可以對座落於視角範圍內的任意目標物進行取像；以福衛二號為例，自 2004 年發射升空開始執行拍攝任務以來，到目前為止，其拍攝地面資料範圍已經超過全球陸地的 45%，然而其中大部份的資料均為經由轉動衛星本體所拍攝產生之斜照影像，這些資料雖然不可避免的造成幾何對位上的困難上，但另一方面，若在後序資料處理上加入相關拍攝資訊，則在詮釋資料本身方面卻可帶來一些益處。衛星本體在相距一特定距離，以不同姿態拍攝目標區域時，則稱為立體對取像，而經由多次取像間所產生的視差，則可以得到目標區域的高程資訊。

一般被動式感測器不管其類型如何，若為單一次取像，所取得之資訊僅具備目標物的二維資訊；然而若可針對同一目標物，進行多次拍攝，因其拍攝視角不同而導致不同視差，可藉由其相對幾何關係得到目標物的高程資訊，此即為立體對拍攝。對

於遙測衛星而言，因為其軌道穩定且可預測，利用衛星本身機動性可於不同位置，針對同一地點進行沿軌及跨軌拍攝；一般而言，使用愈大的視角拍攝將會導致愈大的視差，由基本的三角測量法得知，地物高程資訊 (DEM) 的誤差反比於兩次拍攝感測器間的距離，而正比於與感測器與目標物間的距離 (K. Jacobsen, 2003)，如圖 1 所示。

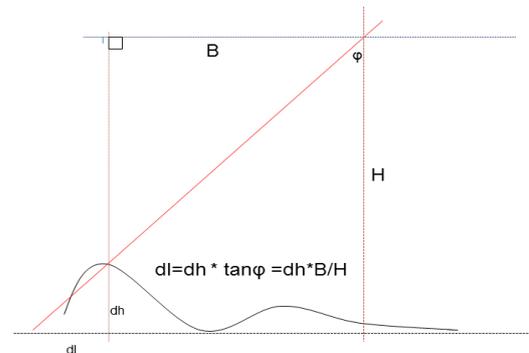


圖 1 測量高度與視差間的關係

利用光學遙測立體影像取像所得到之地形 DEM 其精度理論值為 (Mitshuharu, 1996)：

$$\text{DEM 精度} = (\text{影像地面解析度}) / (\text{取像基高比}) * (\text{匹配精度}) \quad (1)$$

由式(1)可知，取像基高比為衛照與航照在拍

¹ 國家實驗研究院國家太空中心 助理研究員

² 國家實驗研究院國家太空中心 助理技術師

收到日期:民國 102 年 08 月 31 日
修改日期:民國 103 年 03 月 15 日
接受日期:民國 103 年 12 月 22 日

*通訊作者, 電話: 03-5784208, E-mail: jay@nspo.narl.org.tw

攝前，評估所萃取 DEM 精度時的重要參數。

為了精確計算基高比，我們可參照圖 2 所示之三維卡氏座標，若將拍攝目標物設於原點上，衛星方向可以用兩個參數來表示，分別為方位角 A_z 以及入射角 β ；方位角為正北方向為起始點，順時針方向到目標方向的水平夾角，仰角則是視線與水平平面的夾角，入射角為其補角。這些參數可在包含福衛二號在內的許多衛星影像標準產品的詮釋檔中找到。

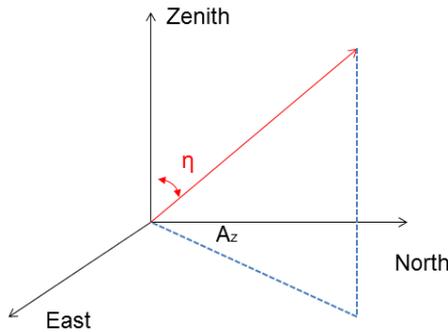


圖 2 三維卡氏座標，拍攝目標物設於原點上

同時，衛星與地面目標物的距離可表示為：

$$\|\vec{S}\| = (R + H) \frac{\sin(\eta - \varphi)}{\sin \eta} \quad (2)$$

其中 R 為地球半徑， H 為衛星水平高度， α 為衛星視角；以福衛二號為例， $H=891$ km。因此衛星位置向量可以表示為式(3)。

$$\vec{S} = \begin{bmatrix} \|\vec{S}\| \sin(\eta) \sin(A_z) \hat{X} \\ \|\vec{S}\| \sin(\eta) \cos(A_z) \hat{Y} \\ \|\vec{S}\| \cos(\eta) \hat{Z} \end{bmatrix} \quad (3)$$

以沿軌立體像對而言，假設目標物位於軌道正下方，如圖 3 所示為衛星立體對取像幾何關係，假設衛星於時間 t_1 位置 S_1 時，以視角度 ϕ_1 取得第一張影像；於時間 t_2 位置 S_2 時，以視角度 ϕ_2 取得第二張影像。因此兩取像點的距離為

$$B = \|\vec{S}(t_1) - \vec{S}(t_2)\| = \|\vec{S}_1 - \vec{S}_2\| \quad (4)$$

因此 基高比可定義為：

$$B/H = 2 \|\vec{S}_1 - \vec{S}_2\| / (h_1 + h_2) \quad (5)$$

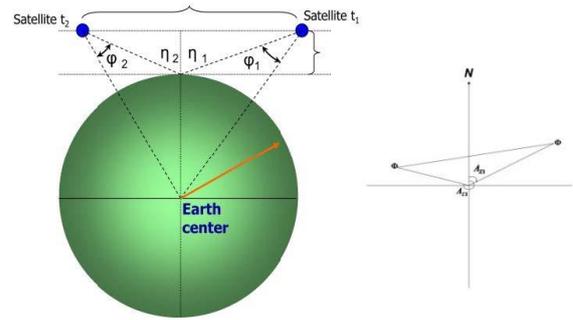


圖 3 立體對取像的幾何關係

然而就衛照而言，因人造衛星高度較高，除了必須考慮地球曲率外：兩次拍攝位置對於拍攝地物並不一定呈現對稱的幾何形態；並且拍攝目標物不一定位於軌道下方；因此一般而言，除了基高比外，我們亦需要考慮下另四個參數：roll angle (RA)、asymmetry angle (AA)、convergence angle (CA)、bisector elevation angle (BIE)；其幾何關係如圖 4 所示(J Malcolm Cain 1989)。

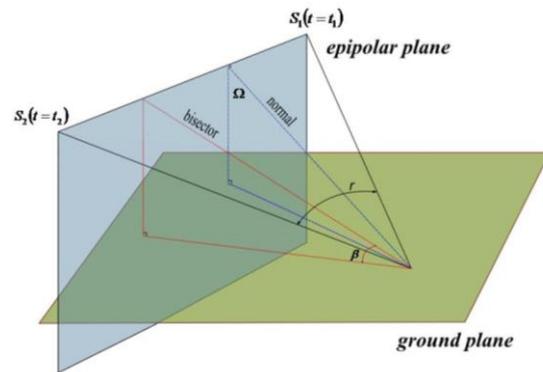


圖 4 立體取像的幾何模型

在圖 4 中，取像目標物與其在兩像平面位置上的投影點所形成的一假想平面稱為核面 (epipolar plan)，核面與衛星軌道面所形成的夾角稱為 Roll angle (RA) Ω ；convergence angle (CA) γ 為目標點與取像點兩向量所形成的夾角，其代表相對於目標物而言，兩取像位置的視角差；bisector ray 定義為在核面上 convergence angle γ 的角平分線，normal ray \hat{N} 定義為在核面上與核面及目標平面交線垂直的直線；asymmetry angle α 定義為 bisector 與 normal ray \hat{N} 之夾角；bisector elevation angle (BIE) β 為 bisector ray 與拍攝目標物所在地平面所形成的夾角。由圖 3 所定義的位置向量，各幾

何參數及其關係可表示為：

$$\beta = \sin^{-1} \left[\left(\frac{\vec{S}_1}{\|\vec{S}_1\|} + \frac{\vec{S}_2}{\|\vec{S}_2\|} \right) \cdot \hat{Z} \right] \quad (6)$$

$$(\vec{S}_1 \times \vec{S}_2) \times (\hat{Z}) \cdot \hat{N} = 0 \quad (7)$$

$$\Omega = \sin^{-1} \left[\frac{\vec{S}_1 \times \vec{S}_2}{\|\vec{S}_1 \times \vec{S}_2\|} \cdot \frac{\hat{Z}}{\|\hat{Z}\|} \right] \quad (8)$$

$$\alpha = \cos^{-1} \left[\frac{\vec{S}_1 + \vec{S}_2}{\|\vec{S}_1 + \vec{S}_2\|} \cdot \hat{N} \right] \quad (9)$$

$$\gamma = \cos^{-1} \left[\frac{\vec{S}_1 \cdot \vec{S}_2}{\|\vec{S}_1\| \|\vec{S}_2\|} \right] = \eta_1 + \eta_2 \quad (10)$$

所有這些拍攝參數彼此存在相互的幾何關係，由圖 4 可知 asymmetry angle α 、roll angle Ω 與 convergence angle γ 可決定唯一的取像幾何型態。如同基高比於傳統航空攝影的角色，bisector elevation angle (BIE) β 與 convergence angle γ 代表遙測衛星立體影像匹配與數值高程模型精度指標。交會角 γ 代表水平方向的視差，當立體對影像取像時，若交會角 γ 較大，對於高程定位時效果會較好；然而，若交會角 γ 過大時，兩張影像的差異性亦較大則不利於影像匹配。另一方面 BIE β 值可視為在交會角 γ 固定下，兩張影像因垂直方向視角不同所造成視差的指標，當 $\beta=0$ 時即表示到拍攝目標位於軌道面上，同時兩次取像相對於目標物呈現對稱幾何關係，另一方面 BIE β 值可由 roll angle Ω 以及 asymmetry angle α 決定，其關係如圖 5 所示，圖 5 的等值線顯示不同的 roll angle Ω 以及 asymmetry angle α 組合亦可得到相同的 BIE 值，其變化曲線以水平對角線對稱。

我們可藉由 $\beta-\gamma$ 值作為量度立體對取像的指標，其值通常藉於最大值 90 度到一最小值 X 之間， $\beta-\gamma$ 值越小，兩張影像視差越大， X 值可視為一指標，代表可完成影像匹配之兩影像最大視差(J Malcolm Cain, 1989)。

$$90 \geq \beta - \gamma \geq X \quad (11)$$

同時為了成功取得數值高程模型，當遙測衛星

執行立體對拍攝任務時，convergence angle γ 建議保持在 30 到 60 度間，asymmetry angle α 應小於 20 度，BIE β 應該介於 60 到 90 度間 (GEOIMAGE, 2010)。

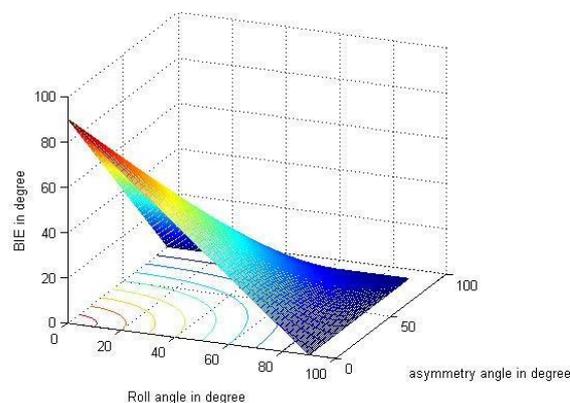


圖 5 bisector elevation angle (BIE)

2. 福衛二號立體對取像實例

福衛二號從 2004 年開始執行拍攝任務以來，可利用衛星姿態控制能力，執行多次沿軌或跨軌的立體影像拍攝。本研究共蒐集八組福衛二號立體對影像之相關文獻回顧，如表 1 所示。其中五組為台灣地區的立體對影像，另外三組則為位於北極圈內，格陵蘭島的 Kangerdlugssuaq 冰川。

表 1 所列之文獻，皆為利用福衛二號立體對影像，經由幾何糾正、影像匹配後所產生的數值地表模型(DSM)，台灣地區可利用航測所得的 DSM 資料，進行數值地表模型(DSM)精度評估與檢核；透過精度評估可了解福衛二號於不同地形環境的高程誤差，評估福衛二號於各地形環境中所萃取的高程資料適用性與影像品質。

地面控制點是衛星立體對影像產製數值地表模型(DSM)的重要根據，而表 2 所列的資料內容，可看出參考台灣的研究區域影像是參考已知的地面控制點資料產製，因此各研究中所求得的數值地表模型(DSM)之均方根誤差(RMSE)的差異不大，不過福衛二號立體對影像所產製的數值地表模型(DSM)仍受到地形坡度影響其精度。而研究區域影像位於北極圈格陵蘭島的 Kangerdlugssuaq 冰川由於地面控制點取得不易，該研究利用第一天的影像

作為基礎，與第二天與第三天之影像進行比較，僅能看出極區冰川快速變化之情況(鄭鈺雯，2008)，無法確切得知福衛二號立體對影像所產製的數值地表模型(DSM)與實際地表高程之差異。

數值地表模型(DSM)主要萃取拍攝影像當日的地表高程，根據研究顯示造成福衛二號衛星立體對之高程誤差較大的原因包含下列：

- (1)取像當日之雲覆率及陰影。
- (2)土地利用開發影響與環境變化。
- (3)人為建物較多的區域。
- (4)山脊、山谷與坡度較大之地形區域。

由於研究區域的不同，因此各研究中所使用的地面控制點資料的精度與標準不同，造成福衛二號立體對影像於不同研究區域內的高程精度亦不盡相同(表 2)。

然而，研究發現福衛二號之立體對影像對於丘陵區與山區邊坡的大規模崩塌量檢測上是有所幫助的；即便使用不同日的影像所組成之立體像對，其所產製的數值地表模型(DSM)仍可將道路橋樑、河道特徵等萃取出來，顯見福衛二號於不同日期取

像之立體像對亦具有相當應用價值。

在實作上，精度大小同時受到不同因數的影響，除了取像參數的限制外，包含地貌、使用 GCP 的數量與品質、影像輻射條件等都與產製數值地表模型(DSM)的精確度息息相關。表 2 列出表 1 立體對影像的各項拍攝參數，及其實作誤差。範例 1、範例 4、範例 5 是屬於同一研究，其研究之 RMSE 誤差總值為 5.6~19.9，因為研究地區之地形包含平原與山區，所以 RMSE 誤差範圍較大。而範例 2 與範例 3 由於研究地區地形起伏相較之下沒這麼大，因此 RMSE 誤差範圍較小；由各研究中顯示，地形亦是 RMSE 的重要影響因素之一。

一般而言，B/H、BIE、CA 均為拍攝幾何關係的參考指標；B/H 值越大，GCP 使用數量越多，可以有較小的誤差；但另一方面，由範例 4 中可以看出，雖然其 B/H 不佳，但其 BIE 值較低，可以提供兩張影像好的視差條件，加上適當的控制點使用，仍然可以有好的精度表現。另外，範例 2 中可知，其 β - γ 數值可以到達 37.01，其值亦可以做為往後福衛二號立體取像的參考指標。

表 1 福衛二號立體對影像資訊

範例	日期	文獻來源	拍攝地點	經緯度	高度	拍攝時間	衛星滾轉角	衛星俯仰角
1	2005/1/6	陳柏澧，2009	高屏溪	22.598, 120.438	2m	01:45:55	-5.04	16.04
						01:47:16	-2.92	-16.87
2	2007/2/6	莊宗達，2008	通霄鎮, 苗栗	24.488, 120.676	20m	02:03:53	-6.96	19.36
						02:05:29	-4.42	-19.27
3	2004/11/5	陳世師，2006	台灣北部	25.143, 121.413	193m	01:42:59	-1.37	18.11
						01:44:30	0.92	-18.56
4	2007/1/9	陳柏澧，2009	曾文水庫	23.301, 120.576	210m	02:03:45	-5.18	-0.07
	2007/1/11					02:02:47	-6.67	23.52
5	2007/1/8	陳柏澧，2009	濁水溪	23.804, 120.481	30m	02:03:51	-6.57	-0.09
	2007/1/11					02:04:54	-4.86	-23.52
6	2007/8/17	鄭鈺雯，2008	Kangerdlugssuaq, Greenland	68.6828, -33.1201	676m	13:54:57	7.64	13.38
						13:56:02	8.22	-13.11
7	2007/8/18	鄭鈺雯，2008	Kangerdlugssuaq, Greenland	68.6828, -33.1201	676m	13:54:59	7.66	13.38
						13:56:03	8.24	-12.73
8	2007/8/19	鄭鈺雯，2008	Kangerdlugssuaq, Greenland	68.6828, -33.1201	676m	13:55:01	7.69	13.43
						13:56:06	8.26	-13.06

表 2 拍攝參數與誤差

範例	CA γ	AA α	BIE β	RA Ω	B/H	RMSE_X(m)	RMSE_Y(m)	RMSE_Z(m)	使用 GCP 數量	β - γ
1	37.75	1.63	85.52	4.22	0.69	3.87	2.58	0.11	1308	47.77
2	43.67	6.30	80.68	6.74	0.82	範圍：4.19~5.38			46	37.01
3	42.19	0.16	89.56	0.46	0.77	範圍：PAN：6.2~9.4			6	47.38
						範圍：MS：7.7~11.5				
4	23.25	27.78	61.80	5.82	0.52	3.42	3.26	0.28	170	38.55
5	28.14	4.75	81.11	7.43	0.50	3.75	2.1	0.21	1178	52.97
6	29.97	1.84	80.63	9.21	0.54	基準	基準	基準	23	50.66
7	25.02	3.79	80.03	9.28	0.53	15.57	8.90	28.18		55.01
8	29.96	1.89	80.57	9.27	0.54	46.70	18.90	43.48		50.61

3. 結論

將遙測衛星於不同時間拍攝的影像，利用其拍攝角度不同而產生視差的關係，萃取出數值高程模型，而數值高程模型的精度除了與影像後處理方法及控制點使用數量有關，亦與取像的幾何模型息息相關；取像的幾何參數往往決定後續高程資料的精度及適用性；因此在排程可行性評估作業中，分析其拍攝的幾何關係，實為一重要工作；太空中心目前正極力發展福衛五號衛星系統，預定 2016 年發射執行拍攝任務，屆時將與福衛二號形成星系，可利用兩顆衛星的軌道特性，對同一地點進行拍攝，形成立體影像；福衛二號從 2004 年開始執行拍攝任務以來，憑藉其靈活的姿態變化能力，累積許多以不同視角對不同地形地貌拍攝的影像資料，經由對排程取像的分析結果以及歷年利用福二影像產製高程模型的經驗，將對未來結合不同衛星資料的相關應用發展有所助益。

參考文獻

莊宗達，2008，碩士論文，福衛二號立體像對產製數值地表模型之適用性分析，國立台灣師範大

學地理學系。

陳世師，2006，碩士論文，福爾摩沙衛星二號立體像對產生數值地形模型之精度研究，國立台灣大學地理環境資源學研究所。

陳柏澧，2009，碩士論文，福爾摩沙二號衛星數值地表模型與正射影像產品之產製與精度評估，國立成功大學衛星資訊暨地球環境研究所。

鄭鈺雯，2008，碩士論文，福衛二號影像求定極地地區物點點位之品質評估，國立成功大學測量及空間資訊學系。

GEOIMAGE, 2010, Digital Elevation Models from satellite Imagery. http://www.geoimage.com.au/media/brochure_pdfs/Geoimage_DEM_brochure_Oct10_LR.pdf

Joel Malcolm Cain, 1989, Stereomodel Acquisition Geometry, Ph.D. thesis, U.C. Berkeley.

K Jacobsen, 2003, DEM Generation from Satellite Data, EARSeL Ghent 2003, Remote Sensing in Transition, Millpress ISBN 90-77017-71-2, 273 - 276.

T Mitshuharu, and H Seich, 1996, DEM accuracy derived from ASTER data, ACRS, Geoscience/DTM

FORMOSAT-2 Stereo Acquisition Geometry and Image Geometric Accuracy

Shih-Chieh Chou ^{1*} Chian-Chian Liou ²

ABSTRACT

For the remote sensing satellite, it is a practical scheme where two images acquired at different time from either same orbit or different orbit. Due to the stable and predicted satellite orbit, the same location area usually detected with different perspective by different predefined attitude. It induced the displacement in the image plane of optical system. The higher the elevation, the large the parallax induced. In aerial photography, elevation accuracy is greatly influenced by the base-height ratio. However, considering the acquisition geometry of satellite stereo pair, it is obvious that not only base-height ratio but also other parameters have great impacts on performance of geometric accuracy. In this article, the analysis of acquisition geometry of stereo model was given. Furthermore, we also present various case studies regarding FORMOSAT-2 stereo images in pass few years and analyze the acquisition geometry parameters.

Keywords: FORMOSAT-2 satellite , stereo images, digital elevation model

¹ Assistant Researcher, National Applied Research Laboratories, National Space Organization

Received Date: Aug. 31, 2013

² Assistant Technologist, National Applied Research Laboratories, National Space Organization

Revised Date: Mar. 15, 2014

Accepted Date: Dec. 22, 2014

*Corresponding Author, Phone: 886-3-5784208, E-mail: jay@nspn.narl.org.tw

衛星影像巨量資料儲存與應用平台建置

顏仲運^{1*} 陳靜盈²

摘要

福爾摩沙衛星二號，簡稱福衛二號，2004年5月21日衛星於美國加州范登堡發射場成功發射(Launch)，2004年6月2日完成衛星早期軌道操作進入任務軌道(Mission Orbit)。2004年6月4日遙測照相儀拍攝到第一張遙測影像。福衛二號選取高度為891公里之太陽同步軌道，為當今唯一對同一地區能夠每日拍攝之遙測衛星，且軌道夠高，亦可拍到南緯90度地區。影像處理系統(Image Processing System, 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，後來也有國外案例的應用反而大放異彩。另外，太空中心與International Charter、UNOSAT、SPOT Image合作，提供緊急與災區影像，協助國際人道救援。福衛二號自發設以來至今所累積的影像資料龐大，這些寶貴的歷史影像資料對於災害、研究及後續營運皆有其重要性。因此，適切的規劃進行資料儲存的媒體轉換，以持續不斷提供資料給使用者為當前重要課題，未來將研究以雲端技術取代傳統儲存管理系統之可能性。

關鍵詞：福衛二號、巨量資料、異地備援、媒體轉換

1. 緒論

1.1 緣起

颱風、地震、豪雨、山崩、土石流等為台灣常見的災害類型。對於人類居住環境帶來巨大的破壞與災害，這些破壞包含了生命損失、房屋毀壞、農作物受災等等。由於有些災害受限於通訊中斷及地形因素，對於災後第一時間的救助，還有後續的重建及復原的行動中，常常因為無法掌握災害的發源地、範圍以及受災程度而造成前述各項行動的成效大打折扣。

使用各種遙測技術勘災，相對於使用傳統的人力勘災，具備了範圍廣泛、空間解析度高、反應時間快、不受地形限制、沒有生命安全的威脅。以現今遙測技術而論，這些系統對地面施行拍攝後儲存

成影像相關的格式，之後再進一步使用和分析。福衛二號自2004年升空以來，以累積了無數的巨量衛星影像資料，所累積的影像磁帶資料數量與像及營運系統平台上，提供給研究單位及使用者進行資料申請及購買。

1.2 福衛二號影像介紹

由國家太空中心規劃之我國自主擁有的第一枚遙測衛星「福爾摩沙衛星二號」於2004年5月21日成功發射，進入距地球表面891公里的太陽同步軌道飛行，福衛二號之任務係對台灣及全球陸地及海域進行近實時之遙測作業，它在白晝地區拍攝的影像資料可應用於國土規劃、資源探勘、環境保護、防災救災...等。

福衛二號影像處理系統(Image Processing System, IPS)是由國家太空中心自行發展成功，計

¹ 國家實驗研究院國家太空中心 副研究員

² 國家實驗研究院國家太空中心 助理研究員

收到日期:民國102年08月19日
修改日期:民國102年12月31日
接受日期:民國103年12月24日

*通訊作者, 電話: 03-5784208 ext.1581, E-mail: ysyun@nspo.narl.org.tw

畫性之拍照需求排定衛星取像時程，取像後之影像資料經 X 頻天線下傳，接著進行前處理，包括輻射及幾何系統處理後歸檔，並依客戶之訂單製作產品遞交，此處理架構如圖 1 所示。影像處理系統為國家太空中心所主導的重要研發計畫之一，自 2000 年起在本中心同仁及合作廠商的共同努力下，於 2003 年 11 月順利完成福衛二號影像處理系統發展作業，並於 2004 年 06 月 04 日由福衛二號傳回第一張影像資料處，影像處理系統即於當晚處理成清晰高解析影像，證明研發過程嚴謹完善。

福爾摩沙衛星二號之地表遙測任務是拍攝衛星影像資料，以滿足台灣民生之需求，其影像資料可用來監控台灣本島、離島、台灣海峽及附近海域之環境及資源。此外，在國際合作的協議下，福爾摩沙衛星二號也在其它區域拍攝地表影像。福爾摩沙衛星二號的遙測任務以滿足臺灣地區之需求為主，衛星再訪頻率與適時性的獨特設計、全島大面積拍攝以及低價位影像的提供，是福爾摩沙衛星二號優於其他國際商業遙測衛星的地方，其遙測應用實例包括：土地利用、農林規劃、環境監控、災害

評估及科學研究與教育。

1.3 巨量資料介紹

巨量資料 (Big Data) 顧名思義即是有很多大量的資料，其規模已達到無法用傳統一般資料庫管理工具所能分析使用，亦即無法在合理的時間內完成資料存取、應用等。隨著網路技術的成熟，如何把雜散的資料透過系統性分析，整理成有用的資訊，運用在行銷、分析、保全等各方面，成為熱門顯學。在這個從「分散式管理」重新回到「集中式管理」的運算革命過程中，許多資料運算、儲存等工作都從個人電腦搬回雲端，也使伺服器 (Server)、儲存設備 (Storage)、交換器 (Switch) 等「3S」設備的需求大增。

福衛二號自 2004 年發射至今已累積 635TB 巨量影像資料，隨著未來福衛五號的發射，影像資料只會越來越多，如何將這些巨量影像資料做有效儲存、管理、運用與分析將會是重要課題。圖 2 為福衛二號所拍得得的台灣地區地面影像。

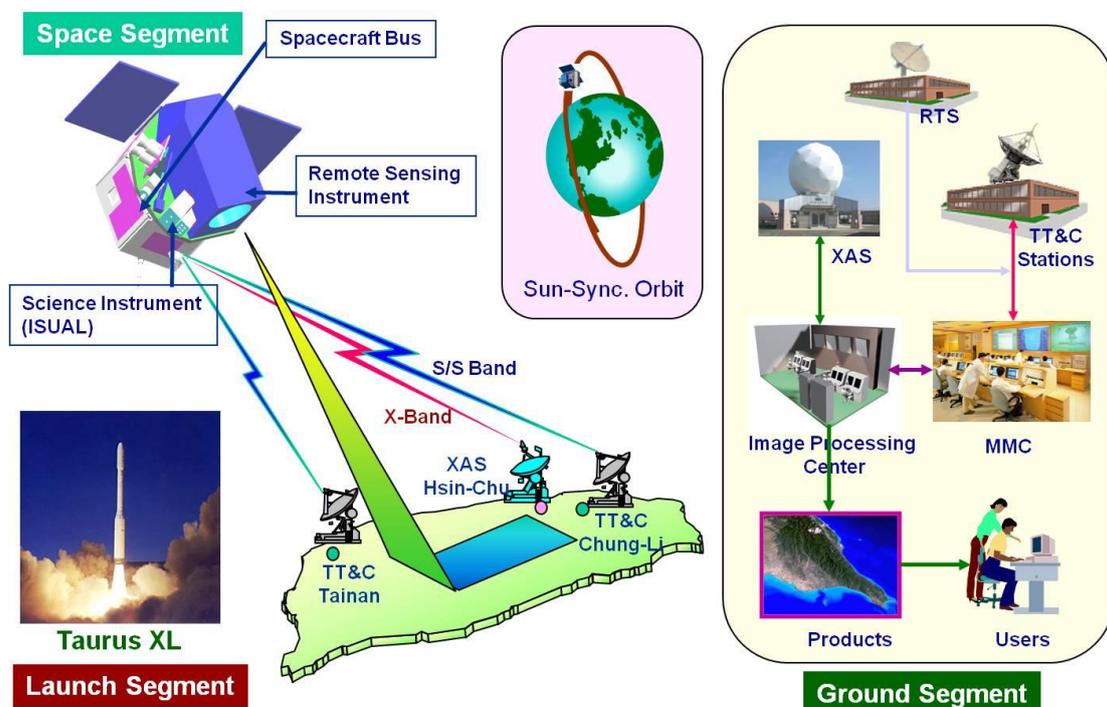


圖 1 福衛二號資料通訊處理架構 (圖 1 英文縮寫註記: XAS(X-Band Antenna System)、RTS(Receiving & Transmission Station)、TT&C Stations(Telemetry, Tracking and Command Stations)、MMC(Mission Control Center))



圖 2 福衛二號台灣地區衛星影像

2. 福衛二號影像巨量資料儲存架構圖

2.1 系統簡介

福衛二號依其涵蓋範圍將全球分為 14 軌，自台灣起始為第 1 軌向左依序遞增軌道數，可大致分為第 2、3、4 軌涵蓋亞洲區域；第 5、6 軌涵蓋歐洲區域；第 7、8、9、10 軌涵蓋美洲區域；第 11、12、13、14 軌涵蓋太平洋區域等。(如圖 3 所示, Latitude 為緯度, Longitude 為經度)。

由於福衛二號衛星範圍可涵蓋全球，礙於衛星上內存記憶體有限，無法於繞行全球一週後才將拍照資料下載並回傳於台灣，為提高衛星拍攝之利用度，故將衛星接收站除了台灣外，另外亦設置了挪威與瑞典兩個海外接收站，如此一來，衛星即可達到隨拍隨下載或於當軌拍攝次軌下載的高效率。一旦發生緊急災難需求，即可馬上拍攝並安排接收，透過系統快速影像處理，緊急提供給相關防災單位做為救災及災後重建輔助資料使用。為了達到衛星資料的完整與可靠性，台灣除了新竹太空中心設置 X 頻段天線接收站外，同時於中壢中央大學太遙中心亦有接收站設備，做為太空中心之接收備援使用。

2.2 處理流程

當每日衛星資料自兩個海外站(瑞典 Kiruna 及挪威 Svalbard)接收後，海外影像處理系統會先產生影像快覽圖資料(Catalog Update Files, CUF)，這些檔案因為已經過壓縮處理，資料量極小，藉由 FTP 方式可快速回傳至太空中心。CUF 檔案可於第一時間提供線上人員進行影像接收品質研判、雲覆蓋率狀況瞭解及後續拍攝的參考依據。接著，海外站影像處理系統將接收後的原始影像資料儲存於磁帶中，累積到依約定的數量後再寄送回台灣，由太空中心進行集中式資料管理和保存，以利資料可集中調度和重複性使用。圖 4 為福衛二號海內外接收站及備援站示意圖。

太空中心針對台灣下載的福衛二號影像資料有完善的儲存機制，將儲存架構分為 on-line 端、near-line 端與 off-line 端等三層式架構；影像資料最終存於 AIT-3 磁帶中保存；當影像資料儲存時首先會存放於 on-line 端的磁碟陣列機(diskarray)中，待到達一定數量與大小後，會將磁碟陣列機中的資料搬移至 near-line 端的磁帶櫃(tape library)中儲存，每一磁帶可儲存 100GB 容量的未壓縮影像，太空中心之磁帶櫃最多可儲存 250 卷線上磁帶可供使用者存取使用；待當影像資料儲存超過 250 卷磁帶

容量後，才會手動將較舊日期且已裝滿的磁帶 off-line 卸載存放，以備當有 archive 產品訂單需求時可再次掛載於磁帶櫃中使用；太空中心自 2005 年發射至今已儲存上千捲磁帶等巨量資料，幸虧有完善的儲存架構才能於緊急救災時可快速製作並遞交影像產品。

福衛二號衛星影像資料於台灣接收後，除了於太空中心內存放外，中心為免重要影像資料發生不可抗拒之因素或人為疏失造成資料遺失，同時建置了異地備援機制，每日將接收後的影像資料自動儲存於新竹國網中心，待儲存一定數量後，新竹國網中心亦會自動將資料備份至台南國網中心存放。

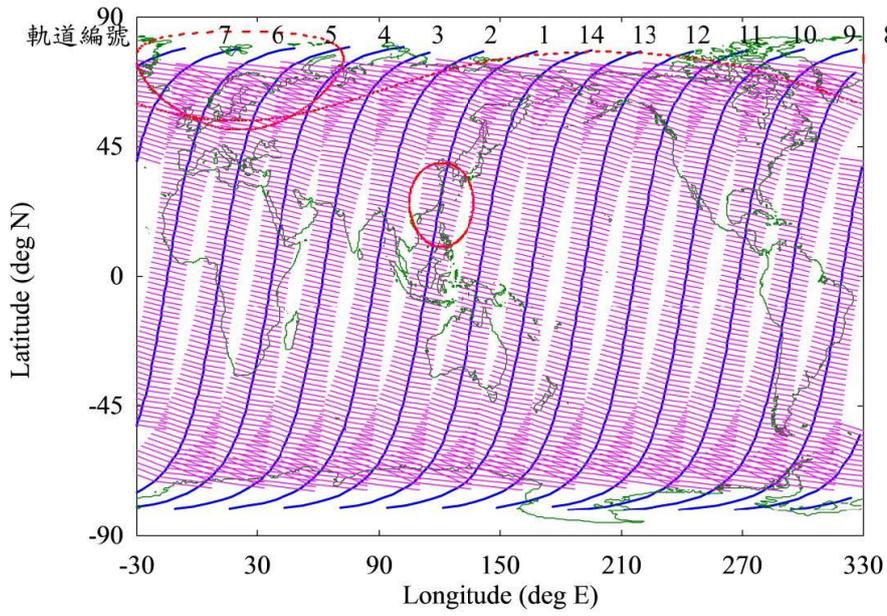


圖 3 福衛二號全球取像範圍

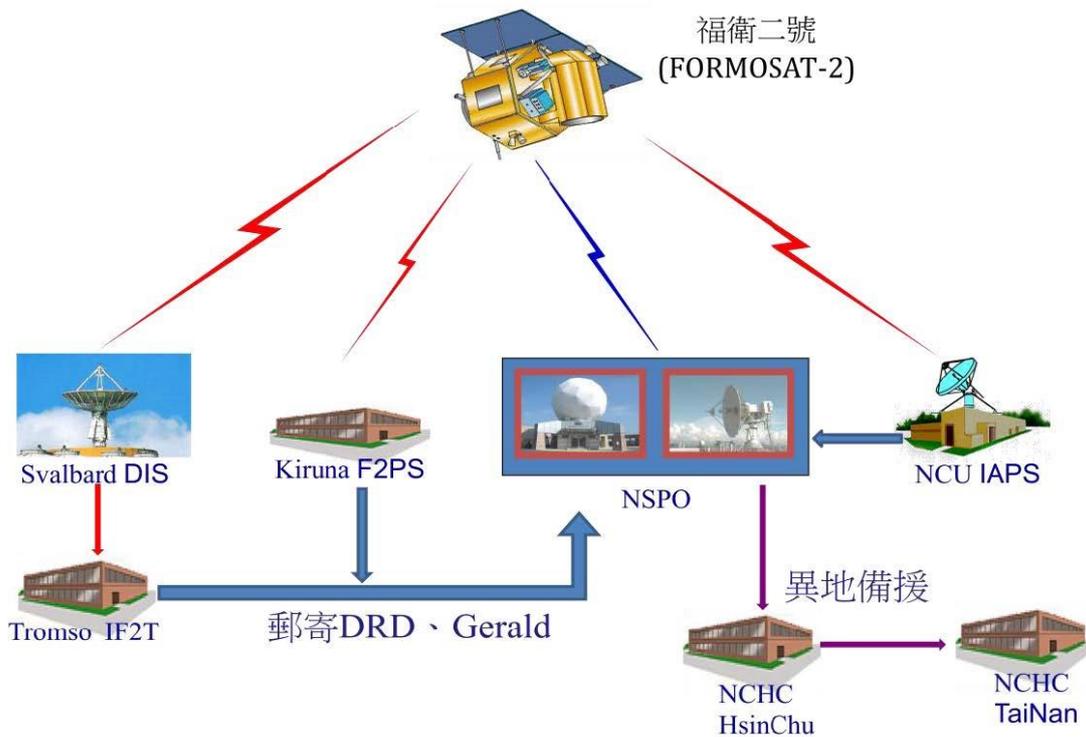


圖 4 福衛二號海內外接收站及備援站示意圖

3. 儲存媒體轉換

3.1 磁帶資料轉換需求與潛在問題

福衛二號每日運行地球 14 個整數圈，通過三個地面站(挪威接收站、瑞典接收站及國內接收站)將資料進行下載。國內地面站於國家太空中心接收站(NSPO)、中央大學太空及遙測中心備援接收站(NCU)皆設有 X 頻段天線站可用來接收福衛二號影像資料。福衛二號選取高度為 891 公里之太陽同步軌道，為當今唯一對同一地區能夠每日拍攝之遙測衛星，且軌道夠高，亦可拍到南緯 90 度地區。因此，海外站則於瑞典基努那(Kiruna)接收站與挪

威思瓦爾巴(Svalbard)接收站兩地面站進行資料下載。圖 5 為挪威及瑞典接收站的地理位置示意圖。

首先國內地面站影像資料下載後，經由地面站影像處理系統進行資料擷取、影像處理及影像儲存後，使用 AIT-3 (Advanced Intelligent Tape)磁帶將資料進行永久性保存。影像處理系統在 2001 開始建置時，即規劃採用 AIT-3 磁帶，該磁帶在當時為日本索尼(Sony)所研發與製造生產，儲存容量為 100GB，相較於同期磁帶 DDS 及 DAT 等，容量實為大的許多，因此當時選擇採用大廠牌及高容量等需求的磁帶進行資料儲存。圖 6 為 AIT-3 磁帶及外接式磁帶機外觀。

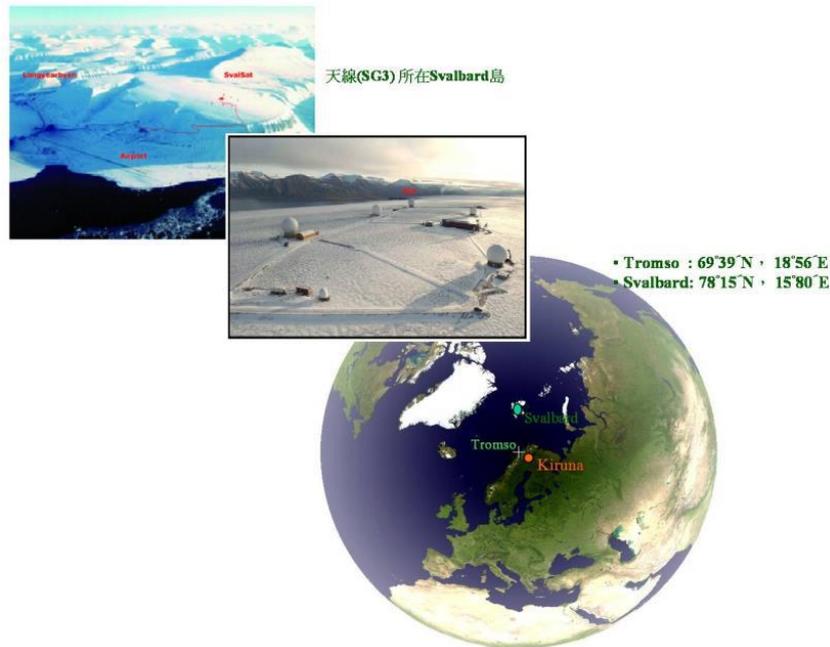


圖 5 挪威及瑞典接收站的地理位置示意圖



圖 6 AIT-3 外接式磁帶機及儲存磁帶

福衛二號於海外站接收下載後，經兩站地面站影像處理系統處理後，採用 AIT-3 磁帶機將資料進行儲存，並定期將磁帶經國際快遞運送回太空中心進行統一保存及管理，以達到資料集中化管理的目的。兩個海外站所回傳的磁帶初步皆會進行數量點收、收納管理及門禁限制，以確保磁帶完整，可用及安全性。

福衛二號衛星影像 AIT-3 磁帶資料數量與資料量目前具有一定的規模，統計至 2013 年 5 月 31 日為止，國內站 AIT-3 磁帶有 958 捲，資料量約 42.29TB。國外站 AIT-3 磁帶有 8604 捲，資料量約 593TB。如此龐大的資料量因面臨了一些潛在問題，因此需要進行媒體轉換，使得資料得以符合潮流媒體繼續保存及被使用。

潛在的問題包含了有：(1)AIT-3 磁帶機已停產，需於有限的時間及設備下，儘速完成媒體轉換處理；(2)磁帶數量日益增加，保存空間的需求將持續增加；(3)AIT-3 磁帶機讀寫速率每秒最大 12MB，將磁帶讀入所需耗費的時間可想而知，僅能依賴用較多的磁帶機能提昇轉換效率，但同時仍面臨磁帶機現貨日益減少的問題。(4)國內站磁帶由封閉式 Amass 系統備份程式搭配 ADIC Scalar 1000 大型磁帶櫃機制進行儲存，影像資料難以使用現存市面任一轉檔機制將資料讀出，仍需仰賴透過 Amass 軟體將磁帶資料讀出。

3.2 磁帶資料轉換系統架構與工作流程

為了讓磁帶資料轉換工作能順利進行，因此規劃與建置磁帶資料轉換系統，以利完成磁帶資料轉換，其系統架構如圖 7 所示。此系統主要功能包含有：將現有 AIT-3 磁帶轉為標準 LTO-4 磁帶或存入到磁碟陣列機、可與未來福衛五號系統整合界面、具有資料管理查詢系統及具有集中管理 IT 架構。

國內站系統因使用 ADIC Scalar 1000 磁帶櫃及 Amass 備份軟體，因此設計了資料儲存轉換程式，提供人機介面，安裝於 UNIX 主機上，使主機能夠自動讀取磁帶櫃內的磁帶轉入到 LTO-4 磁帶

或指定的儲存設施。海外站的系統則因使用 AIT-3 獨立式外接磁帶機，進行明碼儲存，不受限於備份軟體的加密因素。因此另外設計了有別於國內站的資料儲存轉換程式，亦提供人機介面，安裝於一般電腦上，搭配上外接式磁帶機即可將磁帶上資料讀入。資料轉入到 LTO-4 磁帶後，系統將提供 AIT-3 及 LTO-4 磁帶轉換對應資訊查詢，利用人機介面，可用影像資料檔名關鍵字進行查詢。



圖 7 磁帶資料轉換系統

3.3 磁帶讀取與轉換成果

目前福衛二號已轉換的 AIT-3 磁帶數量約計已超 950 捲，資料量約為 57TB。而這些已轉出資料同時匯入及整合至福衛五號系統內，可供未來使用者可同時查詢及訂購兩種衛星影像資料。這些轉出的資料也已分別匯進到新系統的磁碟陣列機及新的儲存磁帶媒體內，達到資料延續及可用性的處理。完成的 AIT-3 磁帶轉換數量雖然僅約總數的九分之一，由於龐大的影像資料是寶貴資產，因此仍持續進行磁帶轉換，讓歷史寶貴資料得以持續保存。

4. 海外站資料回傳

4.1 海外站建置

瑞典航太公司 (Swedish Space Corporation, SSC) 與國家太空中心的合作關係，開始於 2002 年。經公開徵選後，瑞典航太公司做為

福衛二號海外緊急追蹤服務的提供者，每年提供太空中心超過 2500 軌的影像資料下載服務。瑞典航太公司為衛星操控服務市場的主要領導廠商之一，其已具有的全球衛星地面站網絡的優越地理位置與分佈，對於尋求合作夥伴及進行國際衛星操控服務市場，均是一個具關鍵角色的廠商。

挪威 Kongsberg Satellite Services(KSAT)由挪威最大商業集團 Kongbergs Group 與挪威政府共同合資成立。其最大的特色為擁有位於北緯 78 度 Svalbard 島上的衛星地面站，此地面站為全球最高緯度的衛星地面站設施，對於極軌道衛星可以有完全的涵蓋。

4.2 海外站系統架構及運作

福衛二號自 2004 年升空後短短一年已做出多項重大貢獻，包括台灣的七二水災、艾利颱風及納坦颱風等，國外的南亞海嘯等，均提供即時清晰的高解析度衛星影像，對災害研判及救災工作發揮莫大助益，獲得國際上相當的重視與肯定。在國外市場方面，與 SpotImage 簽署獨家經銷合約，並在北極建置接收站。瑞典 kiruna 接收站已於 5 月 1 日正式加入營運的行列，今後衛星影像資料除在台灣下傳外，亦可在北極接收站下傳，大幅提升福衛二號全球營運的能力，如圖 8 所示。

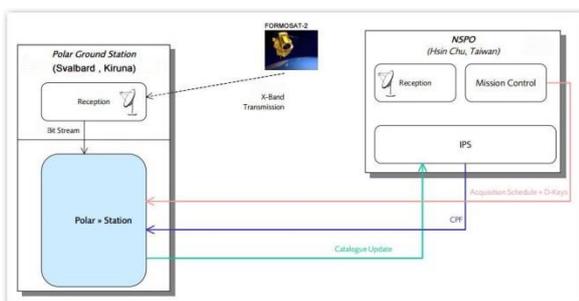


圖 8 瑞典接收站影像資料回示意图

太空中心在挪威 95 年完成設置福衛二號北極第二接收站(F2KSAT)，以因應福衛二號全球營運的需求。此接收站系統採用分散式架構，接收天線及前端處理器系統(Data Ingestion System, DIS)設置在北緯 78 度的斯瓦巴群島(Svalbard)上，可進行影像資料擷取。而影像處理終端機(IF2T)則設置

在挪威本土北緯 69 度的特羅姆瑟(Tromso)地區，可進行影像資料分類、查詢、管理與影像產品製作。Kongsberg Satellite Services (KSAT)是一個全球領先的商業衛星中心，在特羅姆瑟及斯瓦巴群島皆設有地面站。KSAT 支援福衛二號影像接收、原始資料及影像產品處理，而系統設備維護和檢修則由本中心和維護商負責。圖 9 為挪威站影像處理終端機系統架構圖。

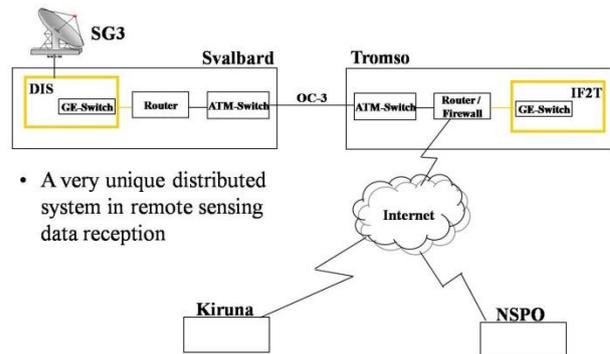


圖 9 挪威站影像處理終端機系統架構圖

4.3 資料回傳及未來規劃

有鑒於海外站下載後的影像資料需經由磁帶儲存後，再經由郵寄方式送回太空中心。雖然太空中心可對海外站影像處理系統進行遠端資料處理和操作，但對於大量及緊急事件的影像需求而言，時間刻不容緩，因此需要規劃更有效率的方式，縮短影像取得及製作時間。

福衛二號影像產品產製過程須經過取像、影像資料傳送回地面接收站、影像後製做處理、輸出等作業程序。福衛二號衛星與挪威 KSAT 公司配置地面衛星接收站，當衛星繞行至此地面站之通訊涵蓋範圍時，福衛二號攝取之影像始得以傳回地面，受限於地面接收站通訊涵蓋範圍之限制與配合地面工作人員上班時間之考量，臺灣以西之影像得等到隔天上午 10 時衛星通過臺灣上空時，方能下載至地面，進行後製處理。遇重大事件時，雖可安排地勤人員於夜間接收衛星資料，但影像畫面取得時間也是 12 小時之後。

由於位在北歐 KSAT 的地面接收站距離衛星經過台灣上空的時間，只有兩個小時至兩個半小時

之間。原先資料接收後，經由一般網際網路頻寬回傳檔案，傳送速率比學術網路來得慢。若經由學術網路傳回台灣，可縮短資料回傳時間，將可大幅提升影像產出之時效性與市場價值，同時可提高災害影像供應效率。

5. 巨量資料應用於影像災防與營運系統

5.1 系統簡介

福衛二號自 2005 年發設至今已累計相當龐大的巨量影像資料，這些 archive 儲存的資料除了提供客戶針對歷史影像訂購產品訂單或是緊急救災時可快速提供災前災後影像比對外，目前尚無任何用途；加上原本太空中心規劃影像產品訂單時，國外客戶統一由法國廠商進行銷售，國內客戶統一由四個分送中心(台灣大學、師範大學、中央大學與成功大學)進行銷售處理，但是隨著時代潮流變遷，太空中心之經營策略已由過去銷售模式漸漸將改為中心自行營運銷售，除了既有的代理商策略外，亦自行發展營運模式。

為達成太空中心自行影像營運銷售策略，首先中心需具備有可對外自行銷售的能量，首要之務即是建置對外影像查詢系統與銷售系統等可供民眾自動化查詢與訂購。

5.2 處理流程

建置對外影像查詢系統與銷售，共分為兩部分進行，其一為將目前福衛二號既有影像處理系統作業流程精進，使其能自每日衛星影像接收後便能進行自動化影像後處理作業，以取代原本繁瑣需人工介入操作作業流程，如此一來，當客戶有緊急需求或是災害發生期間，影像後處理的作業效率將影響防救災的即時性，如圖 10 所示。

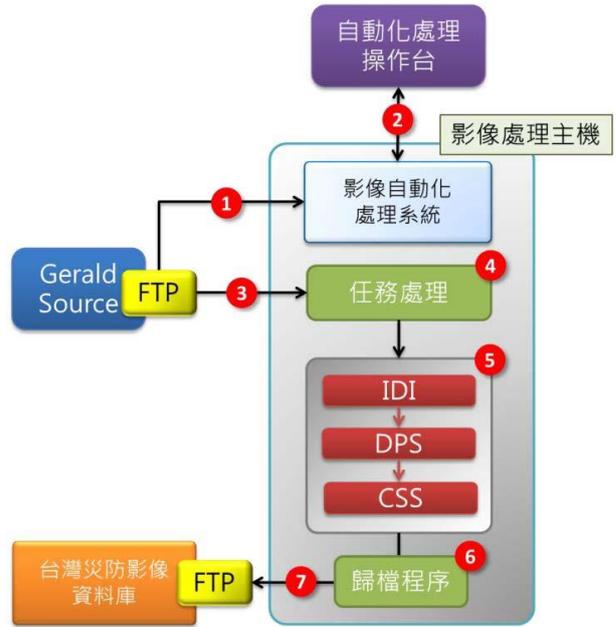


圖 10 自動化影像處理系統流程示意圖

建置對外影像查詢系統與銷售另一部分為，將上述的自動化影像後處系統完成後，將影像產品的詮釋資料與快覽圖匯入台灣災防與影像銷售資料庫，再透過另行建置的影像查詢系統查詢影像產品或正射影像資料，使用者經過授權後即可即時查詢最新影像資料，並將有興趣的影像產品經由檔案配送等相關功能進行訂購服務，如圖 11 所示。

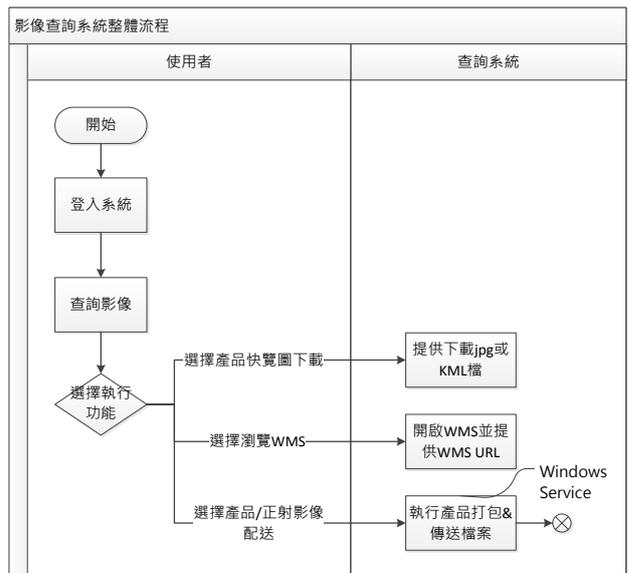


圖 11 影像查詢系統整體流程

5.3 成果與應用

當每日福衛二號影像自台灣接收後，即可自動化進行影像後處理，並將結果匯入至台灣災防與影像銷售資料庫，除了可讓使用者利用影像查詢系統即時查詢產品與正射資料外，亦可提供當災害發生時災防單位進行相關的災害防救災工作，而災後亦能提供相關研究單位進行災害分析與研判；目前該系統已建置完成，但使用者現階段為太空中心內部人員使用，待對外服務政策與相關配套措施如資訊安全或網路架構建置完善後即可進行對外銷售服務，如此一來針對太空服務又增添了多元性。

6. 結論與未來工作

6.1 結論

2004 年福衛二號發射後至今，對於平均每月發生一次之國際大型災害事件，幾乎每次都以前一時間拍攝到影像。例如：2004 年南亞海嘯、2006 年吉尼號漏油、2006-2008 年支援國際極區年 (International Polar Year, IPY) 進行極區影像拍攝、2007 年美國南加州大火、2008 年威爾金斯冰架崩解、2008 年四川強震及 2011 年日本強震，反映了福衛二號這許多來所拍攝的影像在國內外造成衝擊的事件及成效。福衛二號在全球發生重大災害時，第一時間提供受災地區緊急影像拍攝服務及資料，為臺灣在國際人道救援上盡一分心力。衛星影像可以配合勘災、賑災、重建等作業，而操作團隊間首重互相學習、交換訊息、建立默契。福衛二號災後取像總是快速反應，透過這些整合後的巨量資料運算平台，更能有效地提供最新及歷史影像資料供研究分析。經由運用此應用平台，海外接收站回傳檔案經由學術網路可縮短大檔案傳送的時間，並結合自動化的影像處理系統，更可大幅縮短資料的處理。可於最影像下載後約 4 小時之內可提供給使用者影像資料，尤其在提供災害等相關事件影像，更是分秒必爭。太空中心參與國家災防中心召集的空間情報任務小組，經常支援國內災害的拍攝與資料提

供，例如：颱風汛期、地震及高雄氣爆等事件。顯示使用此應用平台所帶來的影像加速處理，對災害救援及後期建置有實質的時效性助益。

6.2 未來工作

近年來迅速發展的雲端運算技術係利用電腦網絡群集，具備快速儲存、處理巨量資料的能力，這種技術可以集合使用數以百萬計的電腦各種資源，包括硬體、軟體以及資訊資源，不論是在虛擬化或是平行運算，都比過去有著更低成本及更高效能的特性，同時可解決短時間產生的巨量資料帶來的諸多問題。

在將福衛二號衛星影像有系統的統整儲存規劃後，未來將研究進行雲端分散式運算技術評估取代傳統的儲存方式的可能性，希冀藉由雲端系統的可行性評估研究，了解如何運用雲端技術對巨量影像資料進行有效的儲存與管理，規劃福衛二號衛星影像私有雲之軟、硬體架構與大量影像資料儲存、管理、分析以及提供線上服務，並為未來福衛五號之儲存管理機制預先準備，以作為預備日後進一步導入雲端技術。

參考文獻

- 顏君毅，張中白，2007，遙測影像技術與勘災／防災應用，國土資訊系統通訊第六十一期期刊。
- 周士傑，2012，以雲端分散式運算技術儲存福衛二號巨量影像之可行性研究，國家實驗研究院國家太空中心。
- 陳靜盈，2012，影像處理系統流程自動化及台灣災防影像查詢系統技術報告，國家實驗研究院國家太空中心。

The Application of Big Satellite Image Data Platform

Sheng-Yun Yan ^{1*} Chin-Yin Chen ²

ABSTRACT

FORMOSAT-2 satellite was launched from Vandenberg California, United States on May 21, 2004. The satellite joined mission orbit on June 2, 2004 and photo the first image on June 4, 2004. FORMOSAT-2 satellite has the higher orbit and more viewer, so FORMOSAT-2 images the same places on the surface of the earth at the same time every day.

Image Processing System (IPS) is independent research and development on NSPO. The system is modified for special case and is known clear how to verify user requirement.

There are the big image data on FORMOSAT-2 satellite from 2004 to present. It is important how to plan, store and reuse to media conversion for these big date.

Keywords: FORMOSAT-2 satellite 、 Big Data 、 Remote Backup 、 Media Conversion

¹ Associate Research Fellow, National Space Organization, National Applied Research Laboratories

² Assistant Researcher, National Space Organization, National Applied Research Laboratories

*Corresponding Author, Phone: 886-3-5784208 ext.1581, E-mail: ysyun@nspo.narl.org.tw

Received Date: Aug. 19, 2013

Revised Date: Dec. 31, 2013

Accepted Date: Dec. 24, 2014

使用部分商規零件之長任務周期太空級導航接收機的游離輻射測試與 SEE 減緩策略

鄭竣吉^{1*} 林辰宗² 陳宗麟³

摘要

與傳統的硬體導航接收機平台 (Hardware GPSR) 相比, 軟體導航接收機 (Software GPSR) 平台更適合在研究和開發。其原因在於的軟體導航接收機可以在不需要修改硬體設計的狀況下動態地透過程式的修改程式碼以進行演算法的更新或者是相關的功能或介面。然而, 新增的功能或者是更新的演算法是否能即時的處理, 取決於硬體的計算能力。而使用高性能的數位信號處理裝置是軟體導航接收機的設計重點之一。

太空用導航接收機或者電子元件因為需要存活在嚴苛的太空環境中, 尤其是游離輻射環境與是高能粒子輻射環境, 所以需要特殊的高可靠度電子零件, 一般常用的解決方式是使用經過大量測試驗證的太空等級的電子零件, 不過, 大部分高性能的電子零件並沒有通過太空等級的驗證。

在這篇研究報告中提出了使用兩種使用商用現成 (Commercial off-the-shelf /COTS) 電子零件的衛星導航接收機設計, 並透過游離輻射驗證以及減緩高能粒子效應電路設計, 證明其存活在太空的可行性, 而這兩種方案的 COTS 零件都包含射頻前端模組 (RF Front-end/RFFE) 和數位信號處理器 (Digital Signal Processor/DSP), 主要是因為其對於導航接收機的性能、尺寸、重量和交貨時間上都比使用太空等級零件的導航接收機更具優勢。

關鍵詞：硬體導航接收機、軟體導航接收機、商用現成、射頻前端、數位信號處理器

1. 簡介

國家實驗研究院國家太空中心 (National Space Orgination/NSPO) 針對不同的任務需求設計並製作了兩個版本的衛星導航接收機, 全商用現成電子零件版本 (All COTS Version GPSR) 以及太空等級版本 (Space-qualified GPSR)。全商用現成電子零件版本主要是提供導航接收機初步設計的驗證, 由於軟體幾乎相同, 故也可操作在高動態的環境。至於太空等級版本的導航接收機, 透過更嚴謹的設計以及使用更高的可靠度的電子零件策略, 用於惡劣的太空環境下進行長期的操作, 當然也包含惡劣的輻射環境。

1.1 全商用現成電子零件版本 GPSR (All COTS Version GPSR)

一般來說, 在 GPSR 可分成三個模組, 射頻前端模組 (RFFE)、數位信號處理模組 (DSP Module) 和電源模組 (Power Module)。All COTS Version GPSR 如圖 1 所示, 在經過 GPS 天線接收到 GPS 衛星發射的射頻信號後, 射頻前端模組 (RFFE) 將射頻信號轉成中頻信號後並進行數位化的工作。而數位信號處理模組 (DSP Module) 主要由 FPGA 與 DSP 所構成, FPGA 主要負責介面控制部分, 例如中頻信號的資料擷取、RS-422 介面以及時脈

¹ 國家實驗研究院國家太空中心飛行控制組 副研究員、國立交通大學機械工程系

² 國家實驗研究院國家太空中心飛行控制組 正工程師

³ 國立交通大學機械工程系 教授

收到日期: 民國 102 年 08 月 20 日

修改日期: 民國 103 年 04 月 17 日

接受日期: 民國 103 年 04 月 29 日

* 通訊作者, 電話: 03-5784208 ext. 2265, E-mail: robert@nspo.narl.org.tw

訊號(Pulse Per Second/PPS) 信號的產生，而 DSP 則是將蒐集到的中頻(IF)信號進行信號處理與解碼的處理，包含導航信號的捕獲(Acquisition)、追蹤(Tracking)以及後續的導航訊息處理。至於電源模組(Power Module)設計主要是提供穩定的電源供系

統操作，All COTS Version 需要+3.3 V 直流電源供電，在一般操作下消耗功率約在 1.6W。另外，這個版本也保留電磁干擾(EMI)濾波器以及 DC-DC 轉換器的空間，適用於各種直流電源範圍輸入。潛在的輻射敏感的電子零件列表如表 1 所示。



圖 1 商用現成電子零件版本(左圖)與太空等級版本之導航接收機(右圖)

表 1 All COTS 版本 GPSR 潛在輻射敏感電子零件

模組	#	功能	料號	製造商/開發商
電源模組	1	Adjustable Low Dropout Regulator	ADP3334AR	Analog Devices
	2	Input Non-Isolated Wide-Output Adjust Power Module	PTH03000WAH	Texas Instrument
	3	Input Non-Isolated Wide-Output Adjust Power Module	PTH03000WAH	Texas Instrument
	4	Ultra Low Noise, 100 mA Linear Regulator for RF	LP5900-3.0	National Semiconductor(now Texas Instrument)
信號處理器	5	Fixed-point Digital Signal Processors	TMS320C6415	Texas Instrument
FPGA	6	Antifuse Field Programmable Gate Array	AX250-PQ208I	Actel
RF 模組	7	RFFE Module	RFFE V5	NSPO
介面/ 記憶體	8	Low Voltage EEPROM	AT28LV010-20TU	Atmel
	9	RS-422 Receiver	MAX3093EESE	MAXIM
	10	RS-422 Transmitters	MAX3030EESE	MAXIM
	11	Single Supply Comparator	AD8561	Analog Devices

1.2 太空等級版本導航接收機 (Space-qualified GPSR)

Space-qualified GPSR 使用了接腳相容或者是功能相容的太空等級零件取代原有的商規料件，例如使用在介面控制的場可程式邏輯陣列(FPGA)以及在 RS-422 介面中負責傳送/接收的電子零件...等，不過，射頻前端模組以及數位信號處理器目前並沒有相對的太空等級同等品可以取代，另外，就體積、重量、性能與功耗的觀點看來，商規零件也相當具有優勢因此此兩個零件沿用了 All COTS Version

等級的商規料件。

為了增加可靠度，Space-qualified GPSR 提供了單粒子事件效應(Single Event Effect/SEE)效應的保護機制，例如新增太空等級外部記憶體、預防單粒子栓鎖效應 (Single Event Latchup/SEL)效應的電流保護電路以及看門狗(Watch Dog Timer/WDT)機制。太空等級版本導航接收機電子零件中潛在的輻射敏感的電子零件列表如表 2 所示，兩個版本的比較表如表 3 所示。

表 2 太空等級版本 GPSR 潛在輻射敏感電子零件

模組	#	功能	料號	製造商/開發商
信號處理器	1	Fixed-point Digital Signal Processors	SMJ320C6415	Texas Instrument
RF 模組	2	RFFE Module	RFFE V5	NSPO

表 3 All COTS 版本與太空等級版本 GPSR 潛在輻射敏感電子零件比較表

模組	#	功能	All COTS 版本		太空等級版本		備註
			料號	製造商/ 開發商	料號	製造商/ 開發商	
電源 模組	1	Adjustable Low Dropout Regulator	ADP3334AR	Analog Device	RHFL4913A	ST Microelectronics	Functional Compatible
	2	Input Non-Isolated Wide-Output Adjust Power Module	PTH03000WAH	Texas Instrument			
	3	Input Non-Isolated Wide-Output Adjust Power Module	PTH03000WAH	Texas Instrument			
	4	Ultra Low Noise, 100 mA Linear Regulator for RF	LP5900-3.0	National Semiconductor(now Texas Instrument)			
信號處 理器	5	Fixed-point Digital Signal Processors	TMS320C6415	Texas Instrument	SMJ320C6415	Texas Instrument	Functional Compatible
FPGA	6	Antifuse Field Programmable Gate Array	AX250-PQ208I	Actel	RTAX250-PQ2081	Actel	Pin Compatible
RF 模 組	7	RFFE Module	RFFE V5	NSPO	RFFE V6	NSPO	Pin Compatible
介面/ 記憶體	8	Low Voltage EEPROM	AT28LV010-20TU	Atmel	74LV0408	Maxwell Technologies	Functional Compatible
	9	RS-422 Receiver	MAX3093EES E	MAXIM	HS9-26CLV32RH-8	Intersil	Functional Compatible
	10	RS-422 Transmitters	MAX3030EES E	MAXIM	HS9-26CLV31RH-8	Intersil	Functional Compatible
	11	Single Supply Comparator	AD8561	Analog Device	AD8561S	Analog Devices	Functional Compatible

2. 游離輻射測試 (TID Testing)

由表 3 中可以看到，兩個導航接收機版本都使用相同的非太空規射頻前端模組(RFFE)以及數位信號處理器(DSP)，所以在設計上必須特別注意這兩個零件在輻射環境下的特性。

在表 3 的比較表中可以看出，兩個版本 GPSR 的 RFFE 與 DSP 都使用 COTS 零件，所以 DSP 與 RFFE 兩項 COTS 零件在輻射環境下的變化情形以及是否能夠存活是相當重要的。在參考相關的研究中提到，在低地球軌道(LEO)的衛星任務每年的總輻射量約在數 krad 到數十 krad 等級的範圍 (Avery, *et al.*, 2011)(NASA, 1996)。若以 FORMOSAT-2 的條件進行模擬，GPSR 的外殼為鋁，厚度為 4mm 的條件下，其五年的輻射量約在 6 krad，若考量在任務是低軌道且為五年衛星壽命的設計條件並增加一定的安全係數後，50krad 的測試條

件應該是足夠的。

由於 Space-qualified GPSR 大部分的零件均有抗輻射的能力，所以在游離輻射測試設計中大膽的使用了 All COTS Version 的 GPSR 版本進行實驗，另外，由於兩個版本的 GPSR 皆使用 COTS 的射頻前端模組，所以測試中也針對 COTS 的射頻前端模組進行獨立的測試，觀察其在輻射環境下的變化情形，由於這兩個零件非常的複雜，在測試場地與設備的考量下，測試劇本是直接使用飛行條件下的設定，並觀察其變化情形。在相關的文獻中也討論到電子零件對於劑量率的變化也會有不同的測試結果(Bogorad, *et al.*, 2008)，ESA 與 MIL-STD 對於劑量率的定義如圖 2 所示。在參考了標準測試規範 (Department of Defense, Dec. 1996)(ESA, Oct. 2010)的後進行測試的設計，測試分別有低劑量率 (Low Rate)以及標準劑量率(Standard Rate)，累積游離輻射量至少在 50 krad 的等級，測試條件請參考表 4。

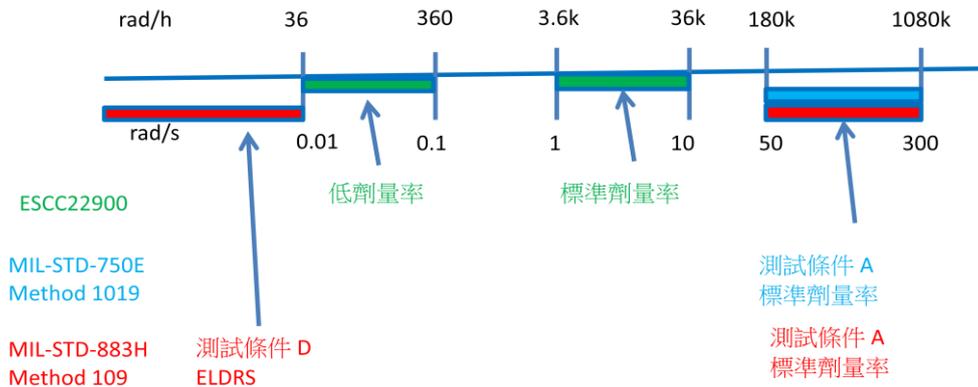


圖 2 游離輻射劑量率定義

表 1 GPSR 與 RFFE 的 TID 條件

測試條件	劑量率	劑量率	總劑量	執行時間	輻射源 (29000Ci/1000Ci)	距離	待測件
	(rad/sec)	(rad/h)					
低劑量率	0.075	270	50	185.2	1000Ci	50 公分	RFFE 01~05 GPSR V5-2
標準劑量率	3.4722222	12500	50	4	29000Ci	45 公分	GPSR V5-2
	6.9444444	25000	100	4	29000Ci	30 公分	RFFE 06~07

2.1 游離輻射測試說明 (TID Test Setup Description)

游離輻射測試場位於國立清華大學，測試場地配置如圖 3 所示，主要可以分為三個部分：導航信號模擬系統、游離輻射照射場以及遠端監控設備。

GPS 信號模擬系統主要是由 GPS 模擬器以及低衰減的 RF Cable 所組成，測試藉由 GPS 模擬器內建的信號放大器來補償線路衰減，並設定在固定劇本(Static Scenario)，解出的 GPS 導航資訊位置資訊(Px, Py, Pz)為(6378137, 0, 0)，速度資訊(Vx, Vy, Vz)為(0, 0, 0)，這樣的設定方便後續進行測試資料的比對。

清大的輻射測試場地提供了二支鈷六十射源棒(二者強度比約為 30)，射源為地下乾式貯存，

可以分別以氣送式升降，照射樣品可接受 100 rads/hr 至 500 krads/hr 間的劑量率曝露，並得到精確的照射劑量。

遠端資料監控系統主要是由多通道電源供應器、具有 RS-422 介面的遠端控制工作站以及頻率計數器所組成，監控系統透過 LabVIEW 進行系統的整合，並提供網路監控的功能，使用者除了可以在控制室進行資料的監控外，也可以透過網路在外部進行遠端監控。另外，在場地的限制下，電源供應器必須安裝在約 15 米~20 米外的區域，為了確保量測信號的準確性，我們將電源供應器的回授信號也同時連接到待測件上，減少因距離過長產生的誤差。

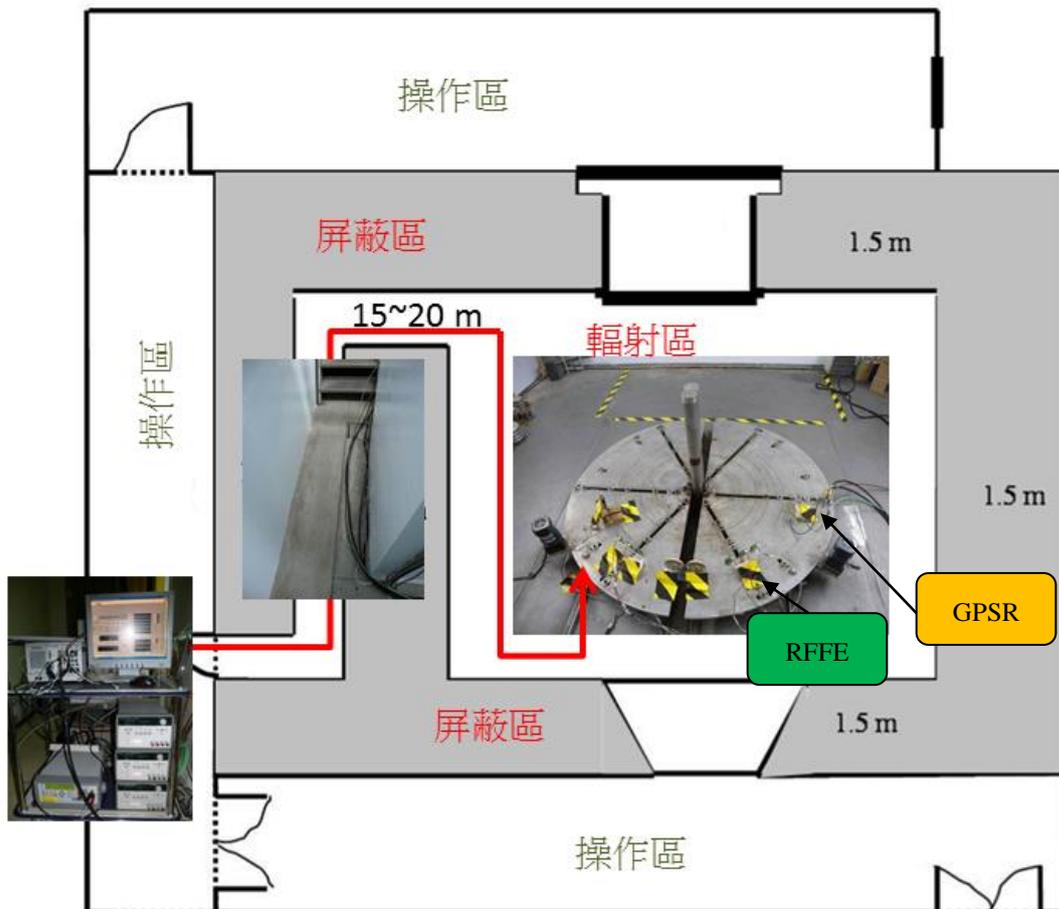


圖 3 清華大學輻射測試場

2.2 全商用現成電子零件版本測試結果(All COTS Version GPSR Test Result)

All COTS Version GPSR 經過了兩次不同輻射劑量率但是相同總劑量的測試，第一次約 185 小時的低劑量率總劑量為 50 krad 的條件下功率變化百分比如圖 4 所示，測試結果顯示，其功率變化率會隨著輻射劑量的增加而增加，另外，在完成這個測試後，雖然效率有變差，不過仍然能提供正常的電源，而相同的樣品以 4 小時的標準劑量率，總計量為 50krad 再次進行測試，其功率變化率如圖 5 所示。

另外，我們就 GPSR 透過 RS-422 傳送出來的導航資訊進行分析，不論是第一次的低劑量率或者

是接下來的標準劑量率的輻射測試條件下，GPSR 都能夠正確的解出導航，第一次的測試在測試前、25krad 時以及測試後取 100 筆資訊進行統計，平均位置誤差分別為 1.52m、2.19m、2.42m，平均速度誤差為 0.023m/s、0.024m/s、0.037m/s，而接下來的標準劑量率測試時，其平均位置誤差為 1.51 m，平均速度誤差在 0.026m/s，標準劑量的位置誤差與速度誤差請參考圖 6 與圖 7。由於兩次測試的時間間隔過長，不適合定義為連續的測試，也就是說測試結果不能保證 All COTS Version GPSR 能夠在 100 krad 下存活。保守的由測試結果判斷，在 50 krad 的輻射劑量下不論是低劑量率或者是標準劑量率的測試條件下，GPSR 都能夠正常的工作而沒有明顯的性能衰減。

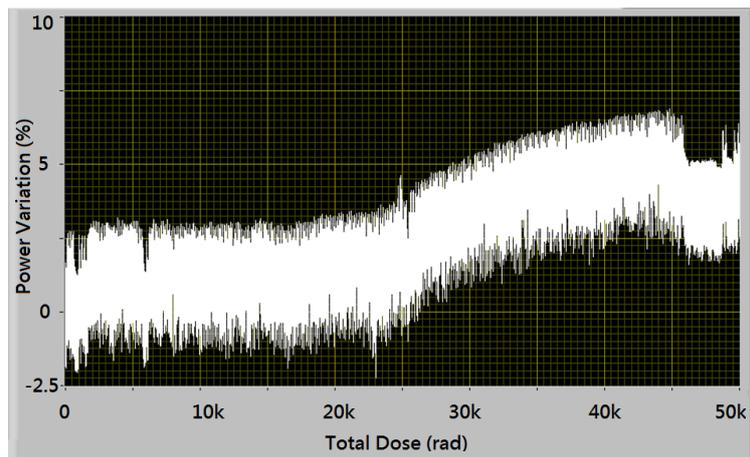


圖 4 低劑量率下 GPSR 的功率變化情形

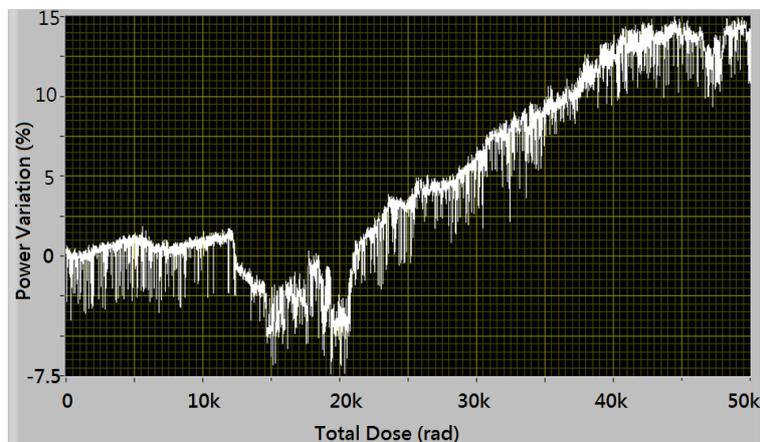


圖 5 標準劑量率下 GPSR 的功率變化情形

表 5 低劑量率條件下 GPSR 的位置與速度平均誤差

參數 劑量率	平均位置誤差 (米)	平均速度誤差 (米/秒)
0 krad	1.52	0.023
25 krad	2.19	0.024
50 krad	2.42	0.037

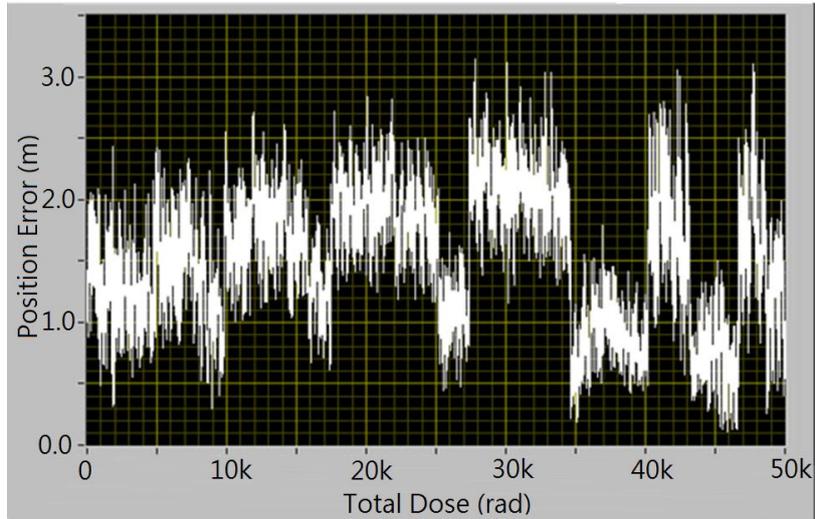


圖 6 標準劑量率條件下 GPSR 的位置誤差(最大誤差為 3.14 m)

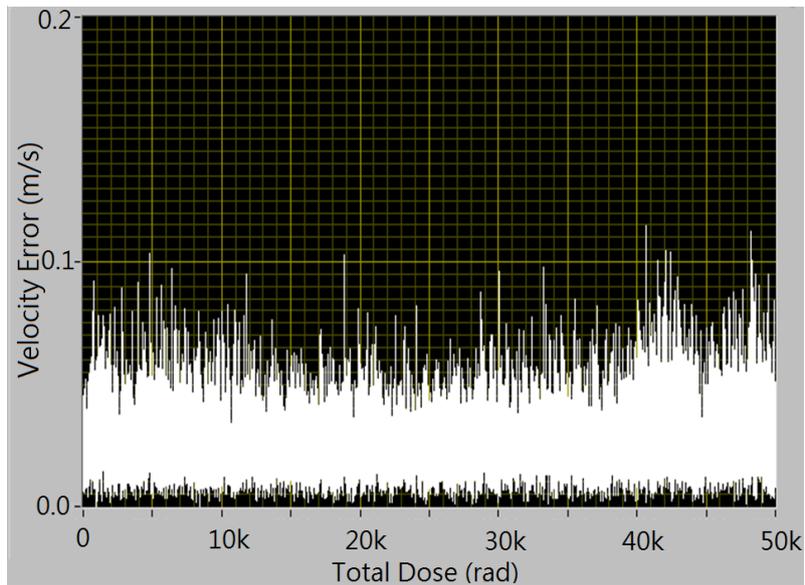


圖 7 標準劑量率條件下 GPSR 的速度誤差 (最大誤差為 0.114 m/s)

2.3 商用現成射頻前端模組測試結果(COTS RFFE Test Result)

由於 RFFE 使用的是 COTS 零件，我們把它歸類在高風險的輻射敏感零件，所以特別將這個項目進行獨立的驗證，而測試樣品也分別提高到 5 個與 2 個，增加可信度並降低 GPSR 使用 RFFE 的風險，由於 All COTS Version GPSR 使用的也是相同的 RFFE，所以也透過 GPSR 的測試確認其解碼能力，而我們也會在測試前與測試後將 RFFE 連接到母板進行解碼功能的測試。所以在這個獨立測試中，我們只觀察它的功率變化以及 16.368MHz 的溫度補償振盪器(TCXO)的頻率變化情形，約 185

小時的低劑量率且總劑量在 50 krad 條件下的 5 個樣品的變化並不大，並在確認動作正常後，在標準劑量率的測試中，大膽的將總劑量提高到 100krad，並連續的進行測試觀察，表 6 為 RFFE 的功率變化情形。另外，就 TCXO 受輻射測試效應的部分，受限於硬體設備與場地的限制，我們只能挑選一組 RFFE 進行連續的觀察，使用頻率計數器在低劑量率與標準劑量率分別觀察樣品 1 以及樣品 6 的頻率飄移情形，連續的觀測結果如圖 8 與圖 9 所示，TCXO 的頻率飄移與測試前後的解碼情形如表 7 所示，其計算方式為頻率計數器讀值減去 TCXO 應該輸出的理想值 16368000(16.368MHz)，測試結果證明不管是 50 krad 在低劑量率或者是 100krad 的標準劑量率下 RFFE 都可以正常工作。

表 6 RFFE 功率變化

測試條件	RFFE S/N	功率 (mW)				
		測試前	25krad	50krad	100krad	測試後
50krad @ low rate	01	68.9	68.92	68.937		68.94
	02	66.2	64.8	66.0867		65.4
	03	61.38	61.48	61.6068		61.4
	04	67.8	67.61	67.402		67.5
	05	61.4	62.31	62.304		62.2
100krad @ standard rate	06	65.3			65.2	65.3
	07	67.4			67.6	67.4

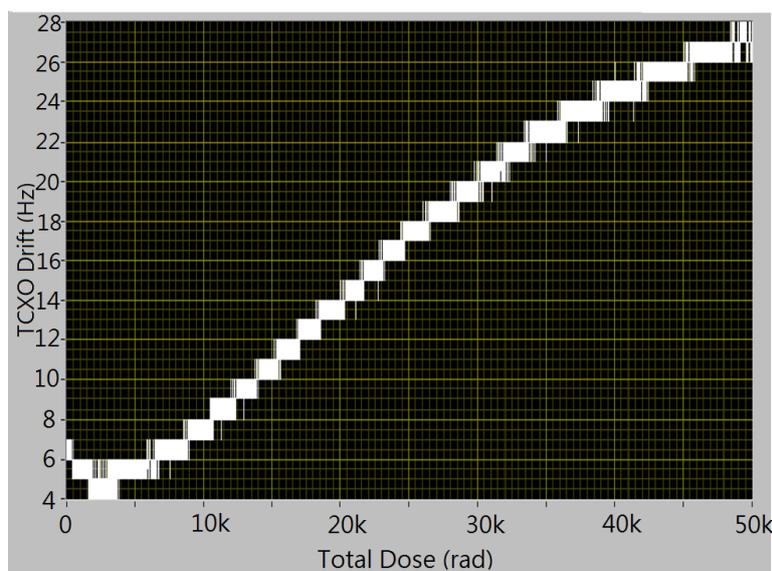


圖 8 低劑量率下 RFFE 的頻率飄移 (樣品 S/N:01)

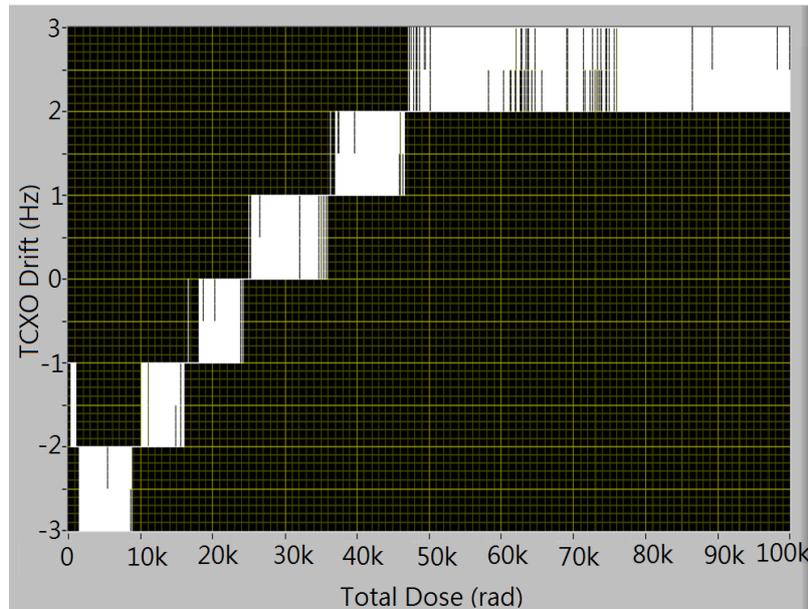


圖 9 標準劑量率下 RFFE 的頻率飄移(樣品 S/N:06)

表 7 RFFE 頻率飄移與解碼能力在不同的 TID 測試條件比較表

輻射劑量	劑量率	RFFE S/N	時脈飄移					解碼功能	
			測試前	@25krad	@50kRad	@100krad	測試後 168 hr	測試前	測試後 168 hr
	(rad/sec)		(Test Site)	(Test Site)	(Test Site)	(@Test Site)	(@NSPO)	(@NSPO)	(@NSPO)
50krad	0.075	V5H-01	7	17	27	/	24	通過	通過
		V5H-02	3	14	23	/	20	通過	通過
		V5H-03	-1	11	24	/	21	通過	通過
		V5L-01	7	19	26	/	23	通過	通過
		V5L-02	5	18	30	/	27	通過	通過
100krad	6.9444	RFFEV5-1	-1	/	/	4	33	通過	通過
		RFFEV5-2	23	/	/	41	67	通過	通過

3. 減緩 SEE 效應的設計 (Single Event Effect Mitigation Design)

由於導航接收機在太空中必須面臨因高能粒子輻射照射在電子零件上可能引發的 SEE 效應，而 SEE 效應依問題主要可分為單粒子翻轉事件 (Single Event Upset/SEU)、單粒子栓鎖事件 (Single Event Latchup/SEL) 以及單粒子功能中斷事件 (Single Event Functional Interrupt/SEFI)，SEU 效

應會發生記憶體/暫存器的資料翻轉導致資料的錯誤，SEL 效應可能會因電路的栓鎖造成高操作電流，必須透過電源重置解決，而若其效應導致操作功能異常或終止，則定義為 SEFI 效應。

在 Space-qualified GPSR 中，我們針對了 SEE 效應中的 SEU、SEL 以及 SEFI 採用不同的處理方式，希望藉此減緩因為 SEE 造成的問題，以下為 Space-qualified GPSR 減緩 SEE 效應的設計方案：

3.1 減緩 SEU 效應設計方案 (SEU Mitigation Design)

在 Space-qualified GPSR 電子零件中，DSP 為主要高潛在風險的 SEU 元件。大部分的 DSP 為了提高其執行效率，都是將程式與資料儲存在內部的記憶體中，藉此縮短介面傳輸的時間，參考許多 DSP 的 SEE 測試報告(Iron, 2008)(Hiemstra, *et al.*, 2005)(Hiemstra, 2009)，DSP 的記憶體可能因為輻射的效應導致資料的改變。由於我們使用的 DSP 是 COTS 零件，因為輻射的效應導致 DSP 內部記憶體資料的翻轉進而影響其功能的風險非常高，而將程式碼移到具有抗輻射能力的外部記憶體就是一種改善的方法。不過，如果將全部的資料都移到外部記憶體，會導致性能大幅的降低而無法進行任務，可行的辦法是將重要的程式碼移到外部記憶體中，圖 10 為 All COTS Version GPSR 與 Space-qualified GPSR 針對減緩 SEU 效應的設計，Space-qualified GPSR 將程式碼移到太空等級的外部記憶體，而內部記憶體大部分儲存的是基頻取樣信號，若基頻取樣信號發生資料翻轉時，其只會造成 SNR 稍微降低，並沒有太大影響。因此，SEU Sensitive 的 DSP 內部記憶體由原先的 1024kbyte 降低到 64 kbyte，降低 SEU 發生的機率 93.75%。

而使用內建與外部兩種架構進行實際測試，處理 11 顆衛星資料的狀況下其作動時間會由原先的 30% 提高到 90%，接收機仍能持續正常工作。

另外，雖然我們使用的是太空等級的 FPGA，不過由於其內部也有暫存器(Micorsemi, 2012)，可能也會有 SEU 的問題。針對 FPGA 的 SEU 問題，在 FPGA 內重要的暫存器(Register)可以使用 TMR(Triple Memory Redundancy) 的機制。

3.2 減緩 SEL 效應的設計方案 (SEL Mitigation Design)

在 Space-qualified GPSR 中，我們使用了 SEL Free 的硬體電路來進行 SEL 的偵測與電源重置(Power Recycling)。由圖 11 的流程圖中可以看到，當 EEE Parts 因為輻射的環境導致 SEL 時，保護電路會進行作動，關閉電源，並進行重置的動作。另外，因為 GPSR 內部有許多的旁路電容，若關閉電源的時間過短可能因關閉不完全導致無法消除 SEL 效應，所以在電路設計時在電源電壓低於一定的條件下才會再次啟動電源，從圖 12 可以看到 SEL 偵測電路約數百 μs 偵測到 SEL 並觸發重置的信號，而圖 13 可以看到在重置後電源重新啟動的狀態。

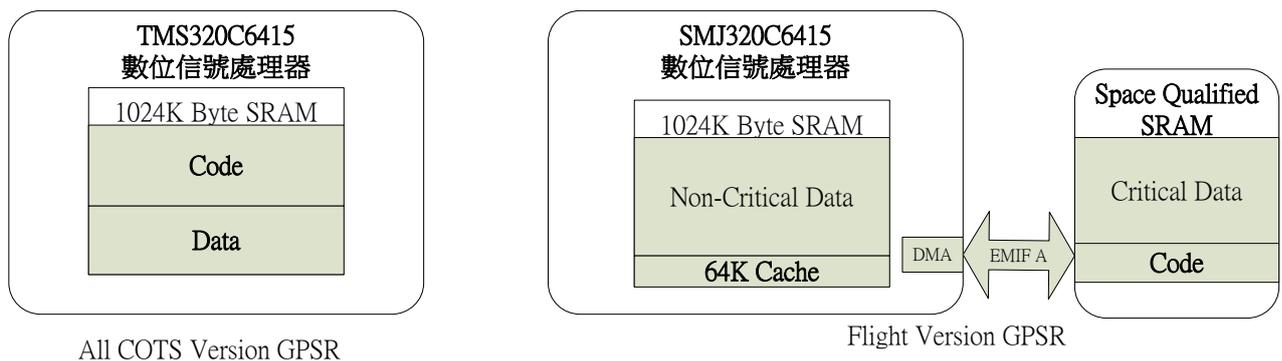


圖 10 減緩 SEU 效應的設計

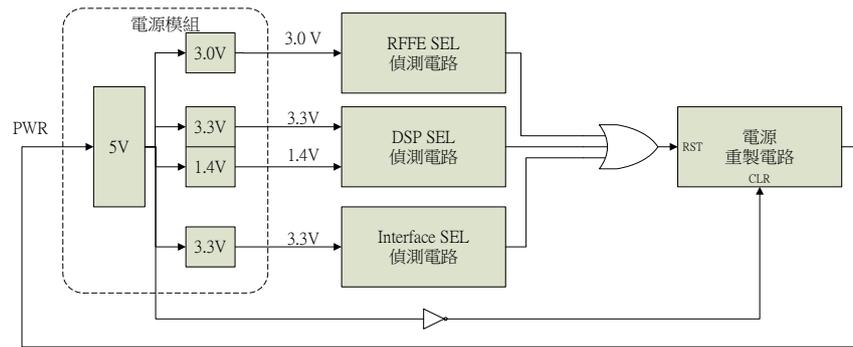


圖 11 減緩 SEL 效應的設計



圖 12 SEL 電路做動時序圖

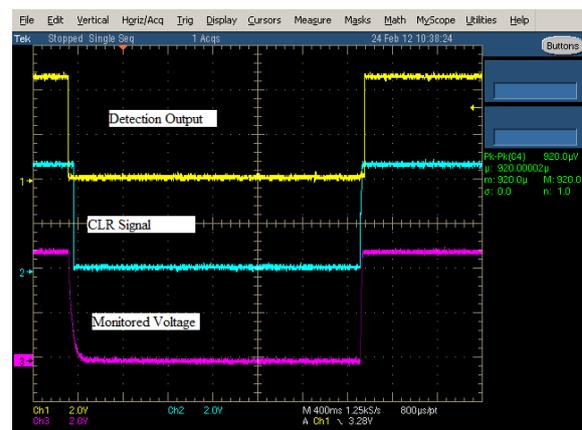


圖 13 SEL 信號偵測與電源重置時序圖

3.3 減緩 SEFI 效應的設計方案 (SEFI Mitigation Design)

SEFI 大部分是因為在 SEU 發生後導致程式擷取錯誤的資訊而發生當機的現象，而潛在的高風險元件就是 COTS 的 DSP 與 RFFE。在 Space-qualified GPSR 中，雖然 DSP 大部份的程式碼已經移到高可靠度的外部 SRAM 中，仍有部分程式碼在內部執行。另外，COTS RFFE 內部也有設定其動作方式的記憶體。所以，系統針對 DSP 與 RFFE 增加了三個 Watch Dog Timer 的輸入，並由 FPGA 進行監控，系統示意圖如圖 14 所示。當發生 SEFI 時，系統會進行電源重置 (Power Recycling)。Watch Dog Timer 輸入部分分別針對 DSP 的動作情形、RFFE 的動作情形以及 RFFE 的參考時脈輸出進行監控。另外，Space-qualified GPSR 有雙 RFFE 的設計，若 SEFI 發生在 RFFE 時，系統在下次開機時會自動切換到另外一個

RFFE。

4. 結論

游離輻射測試結果驗證了射頻前端模組在游離輻射累積劑量在 50 krad 低劑量率以及游離輻射累積劑量在 100 krad 標準劑量率的這兩個測試條件下，COTS 的射頻前端模組能順利的存活，而 DSP 不論是低劑量率或者是標準劑量率的測試條件，游離輻射累積劑量在 50 krad 時，其功能並無明顯的退化。另外，在 Space-qualified GPSR 中，使用高可靠度的外部 SRAM 雖然增加了硬體處理時間，不過確有效的減緩 SEU 效應，而針對減緩 SEL 與 SEFI 的效應，也提供了對應的設計方案來減緩太空中高能粒子輻射環境對於 GPSR 的影響，進而保證在嚴苛的輻射環境下，使用部分 COTS 電子零件的 Space-qualified GPSR 架構能夠應用在長時間的低軌道衛星任務。

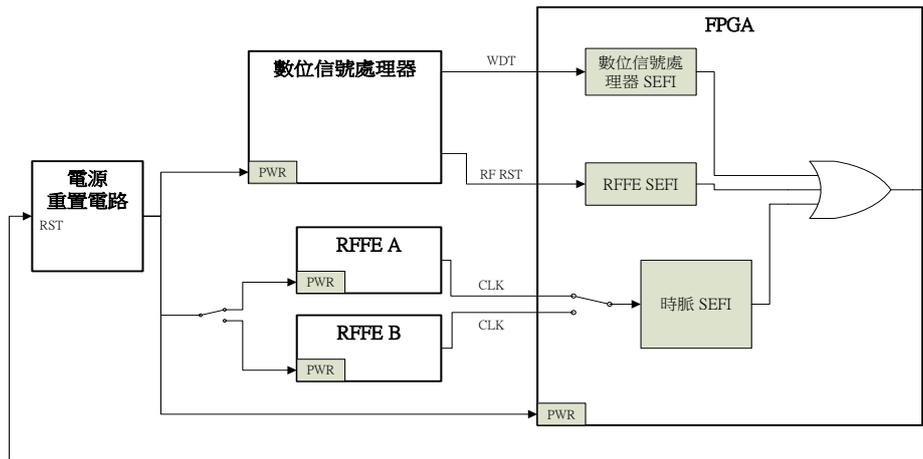


圖 14 減緩 SEFI 效應的設計

致謝

感謝國立清華大學原子科學技術發展中心同仁在此次游離輻射測試中提供了重要的協助與支援。

參考資料

- Avery, K., Jeffery Finchel, Jesse Mee, William Kemp, Richard Netzer, Donald Elkins, Brian Zufelt, David Alexande, 2011, Total Dose Test Results for CubeSat Electronics, Radiation Effects Data Workshop (REDW), Las Vegas, NV, 25-29 July, 2011, 1 - 8
- Bogorad, A.L., Justin J. Likar, Stephen K. Moyer, Audrey J. Ditzler, Graham P. Doorley, and Roman Herschitz, 2008, Total Ionizing Dose and Dose Rate Effects in Candidate Spacecraft Electronic Devices, Radiation Effects Data Workshop (REDW) Tucson, AZ, 14-18 July, 2008, 124 - 130
- Department of Defense, Dec. 1996, "Tonizing Radiation(total dose) Test Procedure", MIL-STD-883G Method 1019.4
- ESA, Oct. 2010, "Total Dose Steady-State Irradiation Method", ESCC Basic Specification No. 22900
- Hiemstra, D.M., 2009, Single Event Upset Characterization of the TMS320C6713 Digital Signal Processor Using Proton Irradiation, Radiation Effects Data Workshop, Quebec City, QC, 20-24 July, 2009, 133 - 135
- Hiemstra, D.M., Bojan Miladinovic, and Fayezy Chayab, 2005, Single Event Upset Characterization of the SMJ320C6701 Digital Signal Processor Using Proton Irradiation, Radiation Effects Data Workshop, Seattle, WA, 11-15 July, 2005, 42 - 45

Irom, F., 2008, Guideline for Ground Radiation Testing of Microprocessors in the Space Radiation Environment, JPL Publication 08-13 4/08.

Micorsemi, 2012, Using Synplify to Design in Microsemi Radiation-Hardened FPGAs, Microsemi Corporation Application Note AC139

NASA, 1996, space radiation effects on electronic components in low-earth orbit, PRACTICE NO. PD-ED-1258

TID Testing and SEE Mitigation Approach of a Long Mission Life GPS Receiver Using COTS Parts

Chun-Chi Cheng ^{1*} Lin, Chen-Tsung ² Chen, Tsung-Lin ³

ABSTRACT

Compared to conventional hardware GPS receivers (GPSR), software GPS receivers are more suitable for research and development. Software GPS receivers can be dynamically programmed in software to reconfigure the characteristics of GPS receiver and new algorithms can easily be integrated without changing the design of the hardware. However, the most important issue for this approach is the computational load. It can be solved by using the high performance state-of-art digital signal processor.

The harshness of space environment, such as Total Ionizing Dosage (TID), Single Event Effect (SEE), always cast certain thread to GPS receiver intended for space applications. Common resolution to cope with this thread is the robustness of space grade EEE parts toward those effects along with the protection of circuit design. Nevertheless, the most of the state-of-art EEE parts are not space qualified.

In this study, certain Commercial Off The Shelf (COTS) parts such as COTS level RF Front-End (RFFE) and Digital Signal Processor (DSP) along with single event effect (SEE) mitigation circuit design, are considered in the proposed GPSR design for their advantages, such as availability, performance, size, weight and lead time, over regular space qualified ones.

Keywords: Hardware GPSR 、 Software GPSR 、 COTS 、 RFFE 、 DSP

¹ Associate Researcher, Flight Control Division, National Space Organization
Department of Mechanical Engineering

² Principal Engineer, Flight Control Division, National Space Organization

³ Professor, Department of Mechanical Engineering, National Chiao Tung University

*Corresponding Author, Phone: 886-3- 5784208 ext. 2265 , E-mail: robert@nspo.narl.org.tw

Received Date: Aug. 20, 2013

Revised Date: Apr. 17, 2014

Accepted Date: Apr. 29, 2014

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，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^{1,2,...}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 jprsubmit@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 ^{1,2,...}.
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 19 No. 4

February 2015

Journal of Photogrammetry and Remote Sensing
(Special Issue on Remote sensing satellite)

CONTENTS

Introduction to the Special Issue

Remote sensing satellite
(Guey-Shin Chang)

Regular Issue Papers

Taiwan self-developed software Development for FORMOSAT-3 and FORMOSAT-7
(Cheng-Yung Huang, Kun-Lin Chen, Eddy Yang)**267**

Assessing attitude effect of FORMOSAT-3/COSMIC satellite on orbit determination
(Tzu-Pang Tseng, Kun-Lin Chen, Eddy Yang)**279**

FORMOSAT-5 Satellite Verification and Validation
(Jia-Jing Yeh, Pei-Yi Ho)**285**

FORMOSAT-2 Stereo Acquisition Geometry and Image Geometric Accuracy
(Shih-Chieh Chou, Chian-Chian Liou).....**297**

The Application of Big Satellite Image Data Platform
(Sheng-Yun Yan, Chin-Yin Chen).....**303**

TID Testing and SEE Mitigation Approach of a Long Mission Life GPS Receiver
Using COTS Parts
(Chun-Chi Cheng, Lin, Chen-Tsung, Chen, Tsung-Lin).....**313**

航測及遙測學刊

(國家太空中心遙測衛星 II 專刊)

目錄

特刊引言

國家太空中心遙測衛星 II
(張桂祥)

學術論著

- 台灣福衛三號及七號掩星觀測大氣參數自主程式發展
(黃成勇、陳坤林、楊善國).....267
- 評估福爾摩沙衛星三號姿態對軌道求定之影響
(曾子榜、陳坤林、楊善國).....279
- 福衛五號衛星系統驗證與確認
(葉嘉靖、何佩怡).....285
- 福衛二號立體取像與影像精度
(周士傑、劉蓓蓓).....297
- 衛星影像巨量資料儲存與應用平台建置
(顏伸運、陳靜盈).....303
- 使用部分商規零件之長任務周期太空級導航接收機的游離輻射測試與
SEE 減緩策略
(鄭竣吉、林辰宗、陳宗麟).....313