

國立交通大學

土木工程學系
碩士論文

福爾摩沙衛星三號與 GRACE 精密定軌：
姿態、相位中心及質心影響的探討

Precise Orbit Determination of FORMOSA-3/COSMIC and GRACE:
effects of attitude , antenna phase center variation and mass center



研究生：沈逸晴

指導教授：黃金維

中華民國九十七年七月

福爾摩沙衛星三號與 GRACE 精密定軌：

姿態、相位中心及質心影響的探討

Precise Orbit Determination of FORMOSA-3/COSMIC and GRACE:
effects of attitude , antenna phase center variation and mass center

研究生：沈逸晴

Student : Yi-Ching Shen

指導教授：黃金維

Advisor : Dr. Cheinway Hwang

國立交通大學



A Thesis

Submitted to Department of Civil Engineering
College of Engineering

National Chiao Tung University

In Partial Fulfillment to the Requirements
For the Degree of Master

In

Civil Engineering

July 2008

Hsinchu , Taiwan , Republic of China

中華民國九十七年七月

福爾摩沙衛星三號與 GRACE 精密定軌： 姿態、相位中心及質心影響的探討

學生：沈逸晴

指導教授：黃金維

國立交通大學土木工程學系

摘要

本論文針對福爾摩沙衛星三號及 GRACE 衛星姿態、相位及質心影響精密定軌問題分別進行探討，採用 GPS 相位觀測資料以 Bernese 5.0 軟體進行零次差減動力法及動態法計算軌道。使用觀測姿態角資料與模式姿態角對於精密軌道成果影響差異量至少為公分量級，若姿態觀測品質不佳可能使軌道差異量達到 10 公分量級左右。使用模式姿態角探討質心變異對軌道的影響時，減動力軌道之三維方向差異量會較加入的質心變異量略小，因為部分之質心變異量被虛擬隨機參數吸收；而動態定軌，加入的質心變異量幾乎是原始軌道與變異軌道的差異量。在有無使用相位中心變異資料的五小時重疊動態軌道於 RTN 方向提高了約 2~4 公厘，在徑向方向改善最大，相對而言，減動力軌道改善比較小，大概為 1 公厘左右，而加入及不加入相位中心變異資料對於減動力與動態軌道三維差異量成果均方根值分別為 0.82cm 與 1.89cm。福衛三號正確與變異減動力及動態軌道差異量成果中，減動力軌道的三維差異量均方根值較動態軌道為大，造成減動力軌道與動態軌道差異量最大的影響量為姿態角，相較之下其他兩影響量皆較小。當衛星上升至較高軌道高度時，福衛三號衛星的控制品質與姿態角資料都有顯著的改善。

Precise Orbit Determination of FORMOSA-3/COSMIC and GRACE:
effects of attitude, antenna phase center variation and mass center

Student : Yi-Ching Shen

Advisor : Dr. Cheinway Hwang

Department of Civil Engineering
National Chiao Tung University

Abstract

The Bernese 5.0 software is used to compute the precise orbits of the FORMOSAT-3 and GRACE satellites using the kinematic and reduced-dynamic methods based on zero-differenced GPS phases from these two satellites missions. This study concentrates on the effects of satellite attitude, GPS antenna phase center variation (PCV) and center of mass (COM). The RMS differences between the orbits computed with observed and with nominal attitudes are about one cm; such orbit differences may reach 10 cm in the case of low-quality attitude observations. In the case of reduced dynamic orbit determination, the 3D RMS differences between the orbits computed with the original COM values and the biased COM values are less than the given COM biases, and this is attributed to the pseudo-stochastic pulse parameters that partly absorb such biases, whereas in the case of kinematic orbit determination, such orbit differences are almost equal to the given COM biases. Based on 5-hour orbit overlaps in the radial, along-track and cross-track directions, the improvement due to use of PCV is at the sub-cm level for both kinematic and reduced dynamic orbit determinations. The most significant improvement with PCV is in the radial direction. For both the kinematic and reduced dynamic approaches, the 3D overlapping differences between the orbits with and without PCV are 0.82 and 1.89 cm, respectively. The reduced dynamic orbit is more sensitive to changes in attitude, COM and PCV than the kinematic orbit. In general, the effect of attitude on orbit is larger than the effects of COM and PCV. The attitude data and control of the FORMOSAT-3 satellites are improved as the orbits are raised to higher altitudes.

致 謝

敲完最後一個字，重新細細閱讀早已不陌生的文句，我感觸良多。雖然沒有特別值得炫耀的成果，但是對我而言，是珍貴的。這本論文，包含了無數教誨、關愛與幫助的結果。曾經，在深夜中一把鼻涕眼淚地跑數據，抓著慢慢稀疏的頭髮，但曲終幕落後留下的滋味，值得我一生慢慢品嚐。

承蒙指導教授黃金維老師的栽培，在學生撰寫論文期間細心且不厭其煩的指導，並給予學生很多中肯的建議，使學生獲益匪淺，在此學生獻上最誠摯謝意與敬意。感謝陳春盛教授、史天元教授、王成機老師與張嘉強教授引導學生進入專業的學術研究領域及在課業上的啟發與教導。感謝口試委員趙丰院長與楊名教授的熱心指正並提供寶貴的意見，使本論文得以更加完整。

研究所期間，感謝學長姐：欣瑩、豫麒、宇仲、廷融、偉嘉、自強、亘昶、俊廷、鉅富、小高、子榜、玉芳、成大學長進賢等在研究及生活上的指導與照顧。感謝友人江輝，不吝提供寶貴的經驗。感謝兩年一起努力的同窗：紫猗、俊宜、小胖、小光、富傑、彥嵐、歷韋，有大家的相伴與鼓勵才有兩年愉快的研究所生活。感謝助理綉雯，如同姐姐般的照顧我；感謝學弟妹：逸如、宏銳等在生活中諸多的幫助與鼓勵；感謝朝夕相處的室友們、我的好姊妹們、大學的好友們與明暉等給予我歡樂與關心，讓我在這兩年中過得既充實又快樂。

最後，將此論文獻給我最深愛家人，感謝我的父母在學業上給予最大的支持與鼓勵，在生活上給予支援，讓我無後顧之憂的專心完成碩士學位。感謝我的兄長和瑋茹，給予我繼續努力的動力。

感謝之情，無由表達，還是謝天吧。

沈逸晴 謹致于

交通大學土木工程所

目 錄

中文摘要.....	I
英文摘要.....	II
致謝.....	III
目錄.....	IV
圖目錄.....	VI
表目錄.....	IX
第一章 前言.....	1
1-1 研究動機.....	1
1-2 福爾摩衛星三號與 GRACE 衛星簡介.....	2
1-3 研究方法.....	4
1-4 論文架構.....	4
第二章 精密定軌理論與坐標系統.....	5
2-1 減動力法定軌.....	5
2-2 動態法定軌.....	7
2-3 坐標系統.....	8
2-4 坐標轉換.....	13
第三章 姿態控制影響軌道精度之評估與探討.....	17
3-1 GRACE 衛星姿態控制系統.....	17

3-2 福衛三號姿態控制系統	20
3-3 GRACE 姿態控制對定軌精度影響評估.....	23
3-4 福衛三號姿態控制對定軌精度影響評估	30
第四章 質心變異影響軌道精度之評估與探討.....	41
4-1 福衛三號質心量測	41
4-2 質心變異對 GRACE 定軌精度之影響.....	50
4-3 質心變異對福衛三號定軌精度之影響	52
第五章 相位中心變異影響軌道精度之評估與探討.....	60
5-1 天線相位中心變異	60
5-2 福衛三號天線相位中心變異量測	61
5.3 相位中心變異對定軌的影響.....	66
第六章 福衛三號軌道綜合探討.....	70
第七章 結論與建議.....	80
參考文獻.....	83

圖 目 錄

圖 1-1 福衛三號酬載 (Hwang C.,2008).....	3
圖 2-1 零次差模式示意圖	6
圖 2-2 傳統慣性坐標系之定義圖	9
圖 2-3 地球固定坐標系之定義圖	10
圖 2-4 衛星旋轉坐標系(r,t,n)與慣性直角坐標系(X,Y,Z)之關係圖	15
圖 3-1 GRACE 的恒星敏感器	18
圖 3-2 福衛三號主要姿態控制系統	22
圖 3-3 福衛三號酬載之太陽感測器	22
圖 3-4 GRACE-A 使用觀測姿態角資料和模式姿態角之減動力軌道差異量(2003 年 8 月 20 日).....	24
圖 3-5 GRACE-B 使用觀測姿態角資料和模式姿態角之減動力軌道差異量(2003 年 8 月 20 日).....	25
圖 3-6 GRACE-A 使用觀測姿態角資料和模式姿態角之動態軌道差異量(2003 年 8 月 20 日).....	26
圖 3-7 GRACE-B 使用觀測姿態角資料和模式姿態角之動態軌道差異量(2003 年 8 月 20 日).....	27
圖 3-8 GRACE-A 使用觀測姿態角資料之動態軌道與減動力軌道差異量(2003 年 8 月 20 日).....	28
圖 3-9 GRACE-B 使用觀測姿態角資料之動態軌道與減動力軌道差異量(2003 年 8 月 20 日).....	29
圖 3-10 FM5 衛星於 2006 年 DOY216 之姿態角	31
圖 3-11 不同姿態角讀入門檻設定所產生之減動力軌道差異量 (設定值 10° 與 0°) (2006 年 FM5 , DOY216).....	32
圖 3-12 不同姿態角讀入門檻設定所產生之減動力軌道差異量 (設定值 100° 與	

10°).....	33
(2006 年 FM, DOY216).....	33
圖 3-13 FM5 衛星於 2006 年 DOY 214~220 之姿態角	35
圖 3-14 2006 年第 214~220 天以 FM5 資料分別使用觀測姿態角資料和模式姿態角之減動力軌道於 RTN 方向差異量	36
圖 3-15 2006 年第 214~220 天以 FM5 資料分別觀測姿態角資料和模式姿態角之減動力軌道於 RTN 方向差異量(扣除 3 倍 RMS 之粗差, 93%).....	37
圖 3-16 2006 年第 214~220 天以 FM5 資料分別觀測姿態角資料和模式姿態角之動態軌道於 RTN 方向差異量	38
圖 3-17 2006 年第 214~220 天以 FM5 資料分別觀測姿態角資料和模式姿態角之動態軌道於 RTN 方向差異量(扣除 3 倍 RMS 之粗差, 95%).....	39
圖 4-1 質心待測之福衛三號衛星狀態	42
圖 4-2 福衛三號太陽能板位置	46
圖 4-3 2006 年第 216 天以 FM5 資料分別加入 X 軸一公分誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下之減動力軌道差異量	53
圖 4-4 2006 年第 216 天以 FM5 資料分別加入 X 軸一公分誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下之動態軌道差異量	54
圖 4-5 2006 年第 216 天以 FM5 資料分別加入三維各一公分誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下之減動力軌道差異量	55
圖 4-6 2006 年第 216 天以 FM5 資料分別加入三維各一公分誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下之動態軌道差異量	56
圖 4-7 2006 年第 216 天以 FM5 資料分別加入三維各五公分誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下之減動力軌道差異量	57
圖 4-8 2006 年第 216 天以 FM5 資料分別加入三維各五公分誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下之動態軌道差異量	58
圖 5-1 天線物理中心、平均相位中心與瞬間相位中心之關係	61

圖 5-2 以福衛三號衛星模型測定兩 POD 天線的相位中心偏移和相位中心變異	62
圖 5-3 不同頻率及不同 SAD 角度下估算之(a)X 軸(b)Y 軸(c)Z 軸相位中心變異， (編號 1-5 為 L2 band，編號 6-10 為 L1 band)	64
圖 5-4 L3 頻率下的相位中心變異為一方位角和天頂角的函數(中心點為天頂角 0°，邊緣為天頂角 90°)	65
圖 5-5 Anechoic chamber 測試下 POD 天線之 L1 和 L2 頻率的平均相位中心變異	66
圖 5-6 Bernese 軟體使用之天頂角、方位角獨立之相位中心變異模式	67
圖 5-7 FM5 加入和無加入相位中心變異的減動力軌道 3D 差異量(模式姿態角資 料)(2006 年 DOY214~220)	68
圖 5-8 FM5 加入和無加入相位中心變異的動態軌道 3D 差異量(模式姿態角資料)	69
圖 6-1 FM5 衛星於 2006 年第 214-220 天正確及變異減動力軌道差異量	71
圖 6-2 FM5 衛星於 2007 年第 214-220 天正確及變異減動力軌道差異量	72
圖 6-3 FM5 衛星於 2008 年第 137-141 天正確及變異減動力軌道差異量	73
圖 6-4 FM5 衛星於 2006 年第 214-220 天正確及變異動態軌道差異量	74
圖 6-5 FM5 衛星於 2007 年第 214-220 天正確及變異動態軌道差異量	75
圖 6-6 FM5 衛星於 2008 年第 137-141 天正確及變異減動力軌道差異量	76

表目錄

表 2-1 減動力法求解低軌衛星軌道之參數設定	7
表 2-2 RTN 定義.....	12
表 2-3 SBF 定義	12
表 3-1 各種感測器特性及精確度	19
表 3-2 2006 年第 214~220 天 FM5 之姿態角統計值	35
表 3-3 2006 年第 214~220 天 FM5 軌道剔除粗差後之 RTN 方向差異量 RMS	40
表 3-4 2006 年第 214~220 天以 FM5 資料分別加入姿態資料與否之減動力與動態軌道於 RTN 及三維方向差異量之 RMS 值.....	40
表 4-1 衛星質心量測狀態描述	42
表 4-3 NCTU 計算福衛三號飛行狀態下(a)燃料滿桶及(b)空桶狀態下之三維質心位置.....	47
表 4-4 NSPO 計算之(a)燃料滿桶及(b)空桶狀態下之質心坐標	48
表 4-5 NSPO 與 NCTU 計算(a)燃料滿桶及(b)空桶狀態下之質心坐標差	49
表 4-6 2003 年第 232 天以 GRACE A 資料分別加入不同誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下之減動力與動態軌道差異量.....	51
表 4-7 2003 年第 232~234 天以 GRACE B 資料分別加入 Z 方向一公分誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下減動力與動態軌道差異量(無輸入姿態資料).....	51
表 4-8 2006 年第 216 天以 FM5 資料分別加入不同誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下之減動力與動態軌道差異量.....	59
表 4-9 2006 年第 216 天以 FM5 資料分別加入 Z 方向一公分與二公分誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下之減動力與動態軌道差異量(無輸入姿態檔案).....	59
表 5-1 不同太陽能板轉角時，L3 頻率下相位中心變異最大值	63

表 5-2 FM5 在 2006 年的 214 天至 220 天有無使用相位中心變異資料的五小時 重疊軌道 RMS 值(RTN 方向).....	68
表 6-1 FM5 軌道剔除粗差後之正確與變異減動力軌道於 RTN 方向差異量 RMS	77
表 6-2 FM5 軌道剔除粗差後之正確與變異動態軌道於 RTN 方向差異量 RMS	77
表 6-3 各衛星軌道於 2006 年第 214 天至 220 天剔除粗差後之正確與變異軌道於 RTN 方向平均差異量 RMS.....	78
表 6-4 各衛星軌道於 2007 年第 214 天至 220 天剔除粗差後之正確與變異軌道於 RTN 方向平均差異量 RMS.....	78
表 6-5 各衛星軌道於 2008 年第 137 天至 141 天剔除粗差後之正確與變異軌道於 RTN 方向平均差異量 RMS.....	79



第一章 前言

1-1 研究動機

福爾摩沙衛星三號 (FOMOSAT-3, <http://www.nspo.org.tw/2005c/projects/project3/>) 計畫主要目標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。此衛星利用全球定位系統掩星技術，經與小型電離層光度計、三頻段信標儀和微衛星系技術結合，達成氣象、氣候和電離層預測與研究。

雖然 FOMOSAT-3 主要用於大氣研究，但其 POD GPS 資料可用於大地測量研究。FOMOSAT-3 飛行初期為大地測量階段，衛星軌道高度為 520~800km，其中 FM3 及 FM4 兩顆以一前一後模式飛行。FOMOSAT-3 的大地測量任務將持續 1 年，接著就進入執行階段。在 800 km 的軌道高度上，FOMOSAT-3 敏感的地球重力場模型約為 50 階(Hwang and Lin, 1998)，大地測量階段的 FOMOSAT-3 GPS 資料可以改進 EGM96 模型的係數可達 40 階次，對某些項可達更高階次(Chao, et al., 2000)。

一般衛星軌道定軌的方法，常見的有動力法 (dynamic method)、動態法 (kinematic method) 以及減動力法 (reduced-dynamic method) 三種。動力法是將所有觀測量代入軌道力學模式，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，求解出的軌道較為平滑，因此除了求解衛星軌道外，也可同時解算其他力學模式參數，可以進行地球物理性質研究探討，其缺點為力學模式複雜、積分處理時間冗長。減動力法類似動力法，同樣採用軌道力學模式描述衛星運行軌跡，其差異在於使用之力學模式較少。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，優點

為方便、求解速度快，但其精度受限於 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)。

目前福衛三號已發表定軌精度約為 5cm (曾子榜, 2006)，但以 GPS 觀測量進行衛星精密定軌上必須考慮衛星姿態、質心變異以及 GPS 天線相位中心變異 (phase center variation, PCV) 等影響量，由於福衛三號並無除 GPS 觀測量外如 SLR (satellite laser ranging) 第二種可靠之定軌參考觀測資料，因此，吾人將針對上述三種影響量進行探討分析，以期了解此三種影響量對福衛三號定軌精度的影響。

1-2 福爾摩衛星三號與 GRACE 衛星簡介

由我國國家太空中心(NSPO)與美國國家氣象研究中心 (NCAR/UCAR) 共同合作執行，此衛星任務已於 2006 年 4 月 17 日在美國成功發射升空，共有六顆低軌衛星，圖 1-1 為福衛三號酬載示意圖，福衛三號衛星軌道為圓形軌道，軌道傾角為 72 度，六顆衛星分別分布於六個軌道面，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，外型為扁平圓柱狀，直徑約 108cm，高約 18cm，兩片圓形太陽能板分布於同一平面，分別以 121 度和 59 度展開，暫駐軌道高度約為 520 公里，任務軌道設定在距地面 800 公里的高空，目前六顆除 FM3 高度為 711 公里外皆達到此高度，編號 3、4 號兩衛星於 2006 年 6 月至 2007 年 6 月採類似於 GRACE 一前一後之雙星模式於暫駐軌道飛行。軌道週期為 96 分/周。
(NSPO homepage)

GRACE (Gravity-Recovery and Climate Experiment) 為美 (NASA)、德 (DLR) 聯合發射的衛星任務，已於 2002 年 3 月 17 日在莫斯科東北方 800 km 處的 Plesetsk 衛星發射基地成功發射升空，共有兩顆低軌衛星，分別為 GRACE-A、GRACE-B。兩顆衛星相距 200 公里，為近極近圓形軌道，軌道傾角為 89 度，兩顆衛星分佈於同一軌道面上。任務軌道設定在距地面 500 公里的高空。軌道週期

為 94 分/周。此衛星任務的主要目標是提供五年的全球高解析度、高精度的地球重力場，連續長時間的重力場測定可產生平均地球重力場及其時間的變化。此衛星的另一目標則是利用 GPS 觀測量經電離層及大氣效應延遲，來探求電離層的總電子含量和對流層的折射率。GRACE 衛星主要觀測量為兩衛星間的距離及距離變化率，精度分別可達到 $10\mu\text{m}$ 及 $1\mu\text{m/s}$ 。衛星上的裝置分別有：K-Band Ranging System，測定兩顆衛星間的距離變化；Ultra Stable Oscillator（超穩定振盪器，USO），為 KBR 的頻率發生器；SuperSTAR Accelerometer（超星加速度儀，ACC），主要測定大氣阻力及太陽輻射壓等引起的非保守力加速度；GPS Space Receiver（衛星接收儀，GPS）；Laser Retro-Reflector（雷射反射稜鏡，LRR），用於反射 SLR 地面追蹤站所發射的雷射脈衝，運用於精密定軌及結合 GPS 資料推算地球重力場。

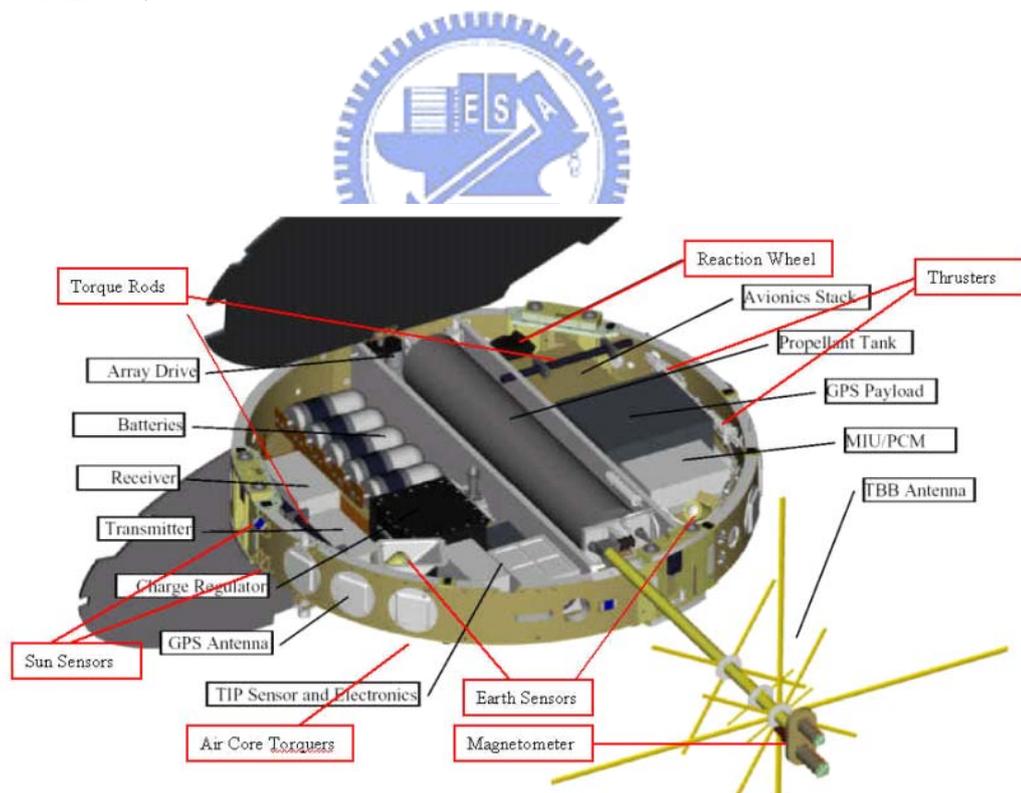


圖 1-1 福衛三號酬載 (Hwang C.,2008)

1-3 研究方法

本研究採用的研究工具為瑞士伯恩大學天文研究所所研發的 Bernese 5.0 軟體(Beutler et al., 2007)，以零次差 (Zero-difference) 模式求解低軌衛星軌道，配合高精度的 GPS 星曆及高取樣率衛星時錶誤差，以適合的觀測資料取樣率來進行求解每個 epoch 的坐標值。本研究著重在比較動態法與減動力法定軌時，針對衛星姿態角資料、質心變異及 GPS 天線相位中心變異對低軌衛星定軌成果的影響分析，實驗衛星包含福衛三號及 GRACE 衛星，以 GPS 相位資料定出運行軌道，再進行精度評估及分析。

1-4 論文架構

第一章：說明本文之研究動機、研究方法以及論文架構，並且介紹福衛三號和 GRACE 衛星。

第二章：介紹所使用的研究工具-Bernese GPS Software Version 5.0 所進行定軌時所採用之模式、原理及坐標系統。

第三章：衛星姿態資料對福衛三號及 GRACE 衛星定軌影響量之分析。說明分為減動力法與動態法。

第四章：質心變異對福衛三號及 GRACE 衛星定軌影響量之分析。說明分為減動力法與動態法。

第五章：GPS 天線相位中心變異對福衛三號及 GRACE 衛星定軌影響量之分析。說明分為減動力法與動態法。

第六章：綜合探討。

第七章：結論與建議。

第二章 精密定軌理論與坐標系統

2-1 減動力法定軌

人造衛星在天體中繞地球運行時受到的力可大致分為兩類：中心力及非中心力，非中心力又稱為擾動力，擾動力依來源分為引力及非引力兩部份，引力為保守力，非引力為非保守力，主要的引力擾動包括：地球非球體引力位擾動、多體擾動、因日月引力引起之地球固體潮擾動及海潮擾動等，主要的非引力擾動則包括：大氣阻力擾動、太陽輻射壓擾動、地球輻射壓擾動及因相對論效應引起之擾動等，而包含各種擾動力影響的衛星運動加速度方程式表達為：

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{GM}{r^3}\mathbf{r} + f(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, q_1, \dots, q_d) \quad (2-1)$$

式中， $r, \dot{\mathbf{r}}$ 為衛星位置及速度向量。初始條件為 $r^{(k)}(t_0) = r^{(k)}(a, e, i, \Omega, \omega, T_0; t_0)$ ， $k = 0, 1$ ，參數 $a, e, i, \Omega, \omega, T_0$ 代表 t_0 時的六個軌道元素。 q_1, \dots, q_d 代表未知的擾動力參數，例如：描述作用在衛星上擾動力係數或經驗係數。

減動力法與動力法差異在於減動力法所使用的力學模式較動力法少。在 Bernese 軟體中以減動力法求解衛星軌道使用虛擬隨機參數 (pseudo-stochastic orbit modeling) 作為提升軌道品質之用，在徑向 (radial)、沿軌道方向 (along-track)、橫向 (cross-track) 三個方向上每 6-15 分鐘給予一組解，目的在於吸收擾動力模式不足之軌道誤差，此參數使用方法在於給予一個期望值以及先驗的權 w_{a_i} (Jaggi et al., 2005)，

$$w_{a_i} = \frac{\sigma_0^2}{\sigma_{a_i}^2} \quad (2-2)$$

當 σ_0 代表先驗的單位權重的均方根 (Root Mean Square, RMS) 時，給予先驗變

方 $\sigma_{a_i}^2$ ，來決定權 w_{a_i} ，如 CODE (Center for Orbit Determination in Europe)解算 GPS 衛星軌道程序中採用瞬時速度變化量做為經驗參數來提升 GPS 軌道品質，可補足太陽輻射壓模式的不足 (Beutler et al., 1994)。

在本研究中採用零次差(zero-difference)模式 (Svehla and Rothacher, 2002) 進行低軌衛星精密軌道解算，圖 2-1 說明零次差模式，即為以原始的 GPS 觀測資料進行低軌衛星位置求解，而不進行差分的動作。減動力法不採用大氣阻力，並估計軌道的隨機參數 (pseudo-stochastic parameters)，每 6-15 分鐘一組參數解，分為徑向、沿軌道方向、橫向三方向吸收這些影響 (Svehla and Rothacher, 2003)。主要定軌流程可詳見劉展鵬(2005)及曾子榜(2006)論文，表 2-1 為求解時所使用之參數設定。

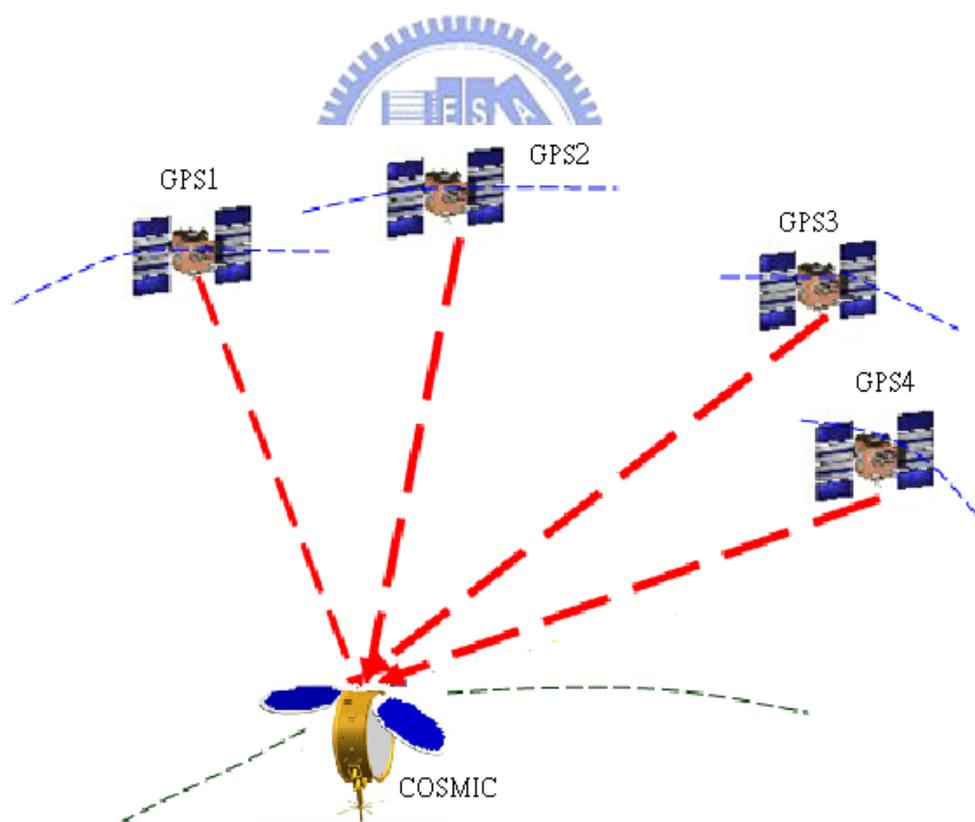
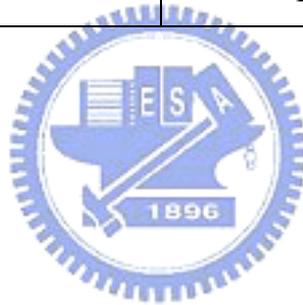


圖 2-1 零次差模式示意圖

表 2-1 減動力法求解低軌衛星軌道之參數設定

參考橢球	$a_e = 6378137.000m$ $1/f = 298.2572221$
行星星曆	JPL DE200
海潮	OT_CSRC.TID
GM	$398600.4415km^3/s^2$
光速	$299792458.0ms^{-1}$
地位係數	JGM3 (for GPS) GGM02S (for LEOs)
半日潮資訊	IERS2000.SUB
章動模式	IAU2000.NUT



2-2 動態法定軌

若想以動態法解算得到高精度軌道，先決條件必須有一高精度的先驗軌道，配合 GPS 觀測資料去進行解算先驗軌道瞬時修正量，並利用最小二乘法 (least-squares) 來估計每個 epoch 的三個坐標值與低軌衛星時錶差，週波未定值則是於校正的步驟中求解，並非於每個 epoch 求解。至於電碼觀測量僅在 GPS 觀測資料預處理的步驟使用，其目的是將低軌衛星的時鐘與 GPS 時錶同步，即解算低軌衛星的時錶誤差。在本研究中將以減動力法求解的軌道做為先驗軌道。

以零次差模式解算低軌衛星軌道的過程中，由於衛星位在對流層之上，因此對流層延遲誤差不需進行考慮，採用無電離層線性組合 (Ionosphere Free Linear Combination, 稱 L3 或 LC) 消去電離層延遲誤差，無電離層線性組合是由兩載波頻率 f_1 、 f_2 的低軌衛星相位觀測量 $L_{LEO,1}$ 、 $L_{LEO,2}$ 組成，其模式如下 (Svehla and

Rothacher, 2002) :

$$L_{LEO,3}^s = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} L_{LEO,1}^s - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} L_{LEO,2}^s \quad (2-3)$$

由於以零次差模式進行動態法軌道求解時只使用 GPS 相位觀測量，所以零次差動態法定軌需仰賴高精度的 GPS 衛星軌道和時錶差，高精度的 GPS 軌道與時錶誤差必須能夠提供與低軌衛星上的 GPS 觀測資料有著相同取樣率，以估計每個 epoch 的坐標值與接收儀時錶誤差，為使 GPS 軌道與時錶誤差是否能夠一致，建議採用同一單位所提供的星曆及衛星時錶誤差。

2-3 坐標系統

坐標系統是描述衛星動態，處理觀測數據和確定觀測站位置的數學與物理基礎，由於地球隨時都在動，衛星在太空中亦隨時在運動，所以一般在衛星定軌道時都是在慣性坐標系中，然而根據所使用的儀器設備、載具軌道、SST 觀測量(包括衛星的位置、距離)等需要進行坐標系統之間的轉換加以整合、計算，例如衛星運動軌道方程是應用慣性坐標系統 (CIS)，GPS 衛星精密星曆與 Bernese 計算得到的 LEO 衛星坐標使用地固坐標系統 (CTS)，衛星上酬載儀器也有自身的觀測系統和坐標參考系統，如衛星姿態控制需配合衛星固定坐標系統 (SBF) 等。此外，衛星軌道坐標系統 (RTN) 也被用於特定擾動力的分析，為了從衛星動力學角度分析 LEO 衛星的運動時就不可避免的要涉及坐標轉換。

2-3-1 傳統慣性坐標系 (Conventional Inertial System, CIS)

天球固定坐標系是為了觀測天體定位方便，所定的坐標系統，亦稱為恆定參考坐標系，坐標的原點是取在地心，且因歲差(Precession)及章動(Nutation)的影響，天球坐標系有平天球(僅考慮歲差的影響)及真天球坐標系(即考慮歲差及章動的影響)之分，前者 Z 軸及 X 軸分別指向平天極及平春分點，後者則指

向真天極及真春分點，Y 軸為垂直 X、Z 軸形成右手則坐標系，它們的坐標軸在空間的指向是隨時間而變的，為了建立一統一的標準，以利於使用、比較及編制星曆，因此需選某一時刻 t_0 稱為標準曆元，以此時刻的平天球坐標系做為參考坐標的標準，則此稱為標準曆元 t_0 的平天球坐標系，或天球固定坐標系，或傳統慣性坐標系(Conventional Inertial System, CIS)，如 B1950 及 J2000（即西元 2000 年 1 月 1.5 日）標準曆元的平天球固定坐標系(Agrodis,1984)。圖 2-2 為傳統慣性坐標系之定義圖。

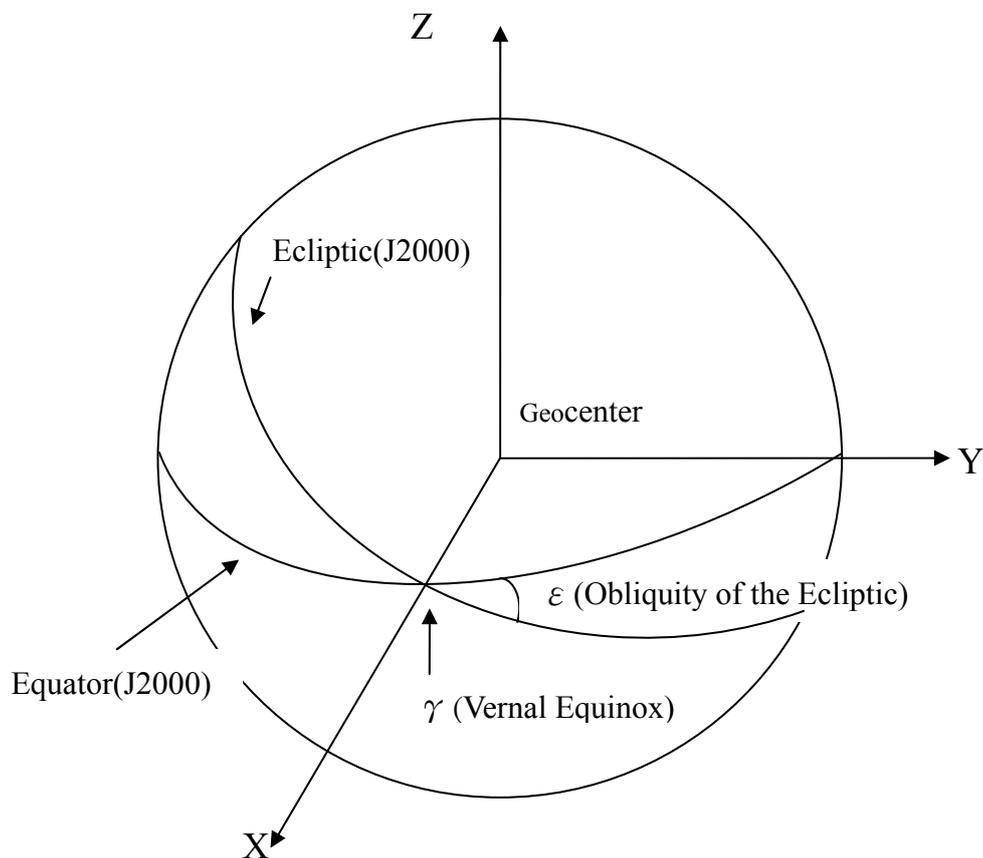


圖 2-2 傳統慣性坐標系之定義圖

2-3-2 地球固定坐標系 (Conventional Terrestrial System, CTS)

追蹤站坐標及地位係數均以地球固定坐標系表示，亦稱為平均地球坐標系 (Average Terrestrial System, AT)，或稱為傳統性的地球坐標系 (Conventional Terrestrial System, CTS)，如圖 2-3。其坐標系統的原點為地球質量中心，Z 軸方向與 BIH 定義的 CTP (Conventional Terrestrial Pole) 方向平行，零子午圈也和 BIH 所定義的零子午圈平行，X 軸與 Z 軸垂直且指向零子午圈與赤道面交點之方向，Y 軸與 X、Z 互相垂直而形成一右旋直交坐標系 (Seeber, 2003)。

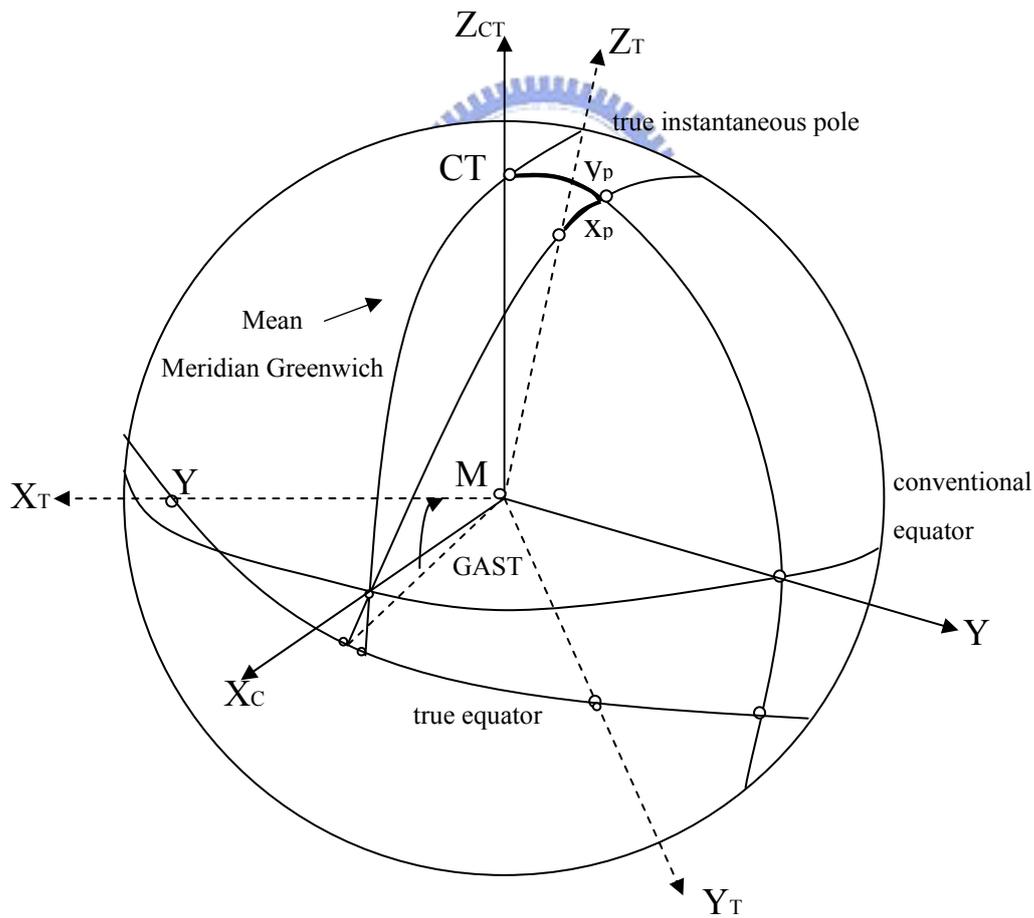


圖 2-3 地球固定坐標系之定義圖

2-3-3 衛星軌道坐標系 (RTN)

衛星位置經軌道計算後為了表示其改正量，除了採用慣性直角坐標系之 (X, Y, Z) 來表示外，還可採用衛星軌道坐標系將改正量分為沿軌道面的切線 (Transverse) 方向，沿半徑方向的徑向 (Radial) 及偏離軌道面的法線 (Normal) 方向分量來表示。在分析各種作用力對軌道的影響時，最常以 $\Delta r, \Delta t, \Delta n$ 之各分量來表示。

為了便於對特定擾動力（如大氣阻力主要集中在 T 方向）進行分析，吾人常將作用於衛星的力分解到衛星軌道坐標系統 (RTN) 下進行分析。此外，在 RTN 系統下，還便於對各項誤差進行分析，如利用 high-low satellite to satellite tracking (SST) 模式研究恢復地球重力場時，徑向 (R 方向) 的軌道誤差佔非常重要地位。



2-3-4 衛星體固坐標系統 (SBF)

在此坐標系統中，以衛星的質量中心 (Center of Mass, COM) 為原點，飛行方向為 X 軸，指向地心方向為 Z 軸，Y 軸與 X、Z 軸成右旋坐標系統。繞 X 軸旋轉的姿態角稱為 roll (φ)，繞 Y 軸旋轉的姿態角稱為 pitch (δ)，繞 Z 軸旋轉的姿態角稱為 yaw (α)。衛星固定坐標系主要作用是定義衛星在慣性空間中的姿態，同時建立各相關酬載儀器坐標系與慣性系的關係，其定義如表 2-3。例如星載加速度儀是固定在衛星質量中心處，其軸系與衛星固定坐標系平行，在轉換加速度儀觀測量到 CIS 或 CTS 時都需要使用衛星體固坐標系統作為中間過渡坐標系統。

表 2-2 RTN 定義

原點	衛星質量中心	
參考平面	當地切平面	
坐標軸	R	徑向，背向地球質心 (radial)
	T	切向，也稱沿軌向 (transverse 或 along-track)
	N	軌道面法向 (normal 或 cross-track) 與 R 和 T 構成右手系
系統	Cartesian 直角坐標系	

表 2-3 SBF 定義

原點	衛星質量中心	
參考平面	衛星設計時的主平面	
坐標軸	X_{SBF}	沿衛星運動方向，Roll 軸
	Y_{SBF}	沿 Pitch 軸
	Z_{SBF}	沿 Yaw 軸
系統	Cartesian 直角坐標系	

2-4 坐標轉換

2-4-1 地固坐標與慣性之坐標轉換

衛星運動方程式建立在慣性坐標系統下的，但地位係數展開則是以地球固定坐標系統為準，因而衛星受此擾動所產生的加速度亦是以地球固定坐標系統的方式來表達。為了要進行數值積分，必須要將此擾動加速度轉以慣性坐標表達。將衛星在慣性坐標系統下的位置向量 $\bar{\mathbf{r}}_{CIS}$ ，轉為地球固定坐標系統下的位置向量 $\bar{\mathbf{r}}_{CTS}$ ，其轉換公式為

$$\bar{\mathbf{r}}_{CTS} = \mathbf{SNP}\bar{\mathbf{r}}_{CIS} \quad (2-4)$$

其中

S：極移(Polar motion)與地球自轉之轉換矩陣

N：章動(Nutation)轉換矩陣

P：歲差(Precession)轉換矩陣



2-4-2 衛星軌道坐標系與慣性直角坐標系之轉換

r, t, n 分別代表衛星旋轉坐標系統的方向分量，因此坐標隨衛星移動而變動故稱之。分別以沿半徑方向的徑向(Radial)，沿軌道面的切線方向(Transverse)和偏離軌道面的法線(Normal)方向來表示。它和地球固定坐標系之的關係圖，可由圖 2-4 來做表示。圖中 Ω 表昇交點赤經，真異常角 f 為近地點到衛星之角距， ω 為昇交點至近地點角距， i 表軌道面的傾角。若以 u 來直接表達昇交點到衛星的角距（緯度角距，argument of latitude），則 $u = \omega + f$ 。

衛星軌道坐標系與慣性直角坐標系二種坐標系統之關係式，可由下式表達：

$$\begin{bmatrix} r \\ t \\ n \end{bmatrix} = \mathbf{R}_3(u)\mathbf{R}_1(i)\mathbf{R}_3(\Omega) \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (2-5)$$

其中， R_1, R_2, R_3 分別為框架繞軸的 X, Y, Z 旋轉矩陣 (Seeber, 1993)，式中之 u, i, Ω 值係由直角坐標系與克卜勒坐標轉換得來的結果。經由化算，可得(2-6)式。

$$\begin{bmatrix} r \\ t \\ n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \mathbf{R} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (2-6)$$

(2-6) 式，即為衛星旋轉坐標系與慣性直角坐標系之轉換式。

\mathbf{R} 矩陣項內各元素如下：

$$\begin{aligned} r_{11} &= \cos(u) \cos(\Omega) - \sin(u) \cos(i) \sin(\Omega) \\ r_{12} &= \cos(u) \sin(\Omega) + \sin(u) \cos(i) \sin(\Omega) \\ r_{13} &= \sin(u) \sin(i) \\ r_{21} &= -\sin(u) \sin(\Omega) - \cos(u) \cos(i) \sin(\Omega) \\ r_{22} &= -\sin(u) \sin(\Omega) + \cos(u) \cos(i) \cos(\Omega) \\ r_{31} &= \sin(i) \sin(\Omega) \\ r_{32} &= -\sin(i) \cos(\Omega) \\ r_{33} &= \cos(i) \end{aligned} \quad (2-7)$$



\mathbf{R} 矩陣本身為一正交矩陣，故 $\mathbf{R}^{-1} = \mathbf{R}^T$ ，整理可得下式

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \mathbf{R}^{-1} \begin{bmatrix} r \\ t \\ n \end{bmatrix} = \mathbf{R}^T \begin{bmatrix} r \\ t \\ n \end{bmatrix} \quad (2-8)$$

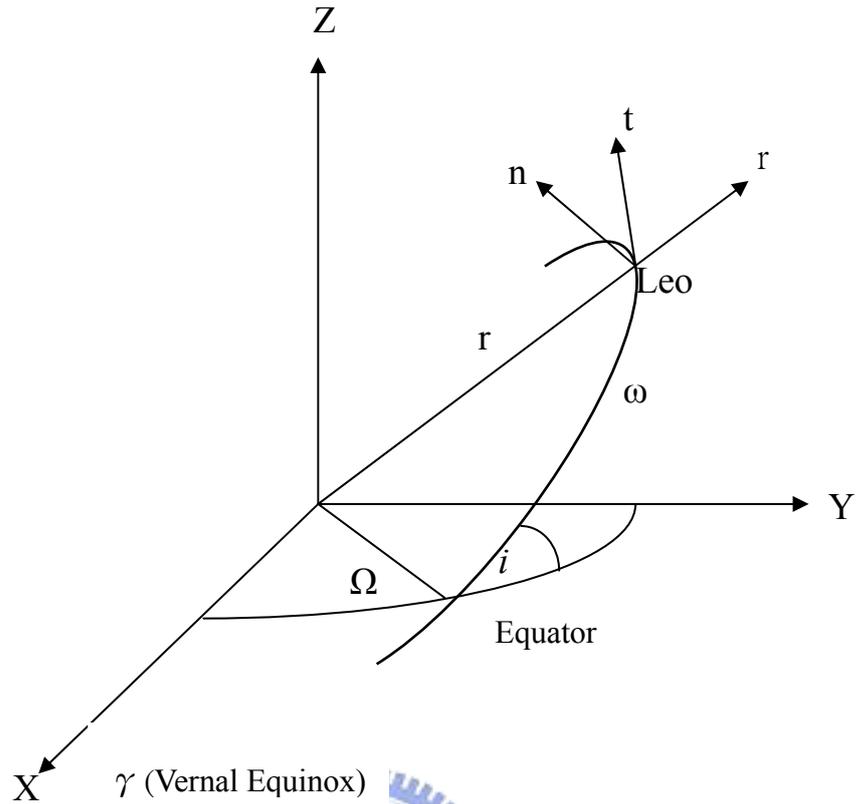


圖 2-4 衛星旋轉坐標系(r,t,n)與慣性直角坐標系(X,Y,Z)之關係圖

2-4-2 衛星體固坐標系與慣性直角坐標系之轉換

已知 POD 天線之衛星固定坐標，因此，藉由衛星固定坐標系統與慣性坐標系統間之轉算，求得 POD 天線之慣性坐標值。兩坐標系之轉換公式如下(GSFC, 1989)：

$$r_I = \mathbf{Q} \mathbf{R}_V + \begin{bmatrix} \Delta r_x \\ \Delta r_y \\ \Delta r_z \end{bmatrix} \quad (2-9)$$

其中

r_I ：慣性坐標系統坐標值

\mathbf{R}_V ：衛星固定坐標系坐標值，分量為 R_x 、 R_y 、 R_z

$\Delta r_x, \Delta r_y, \Delta r_z$: 二坐標系原點之慣性坐標位移量

\mathbf{Q} : 由衛星固定坐標系轉換至慣性坐標系之旋轉矩陣

$$\mathbf{Q} = \mathbf{R}_1(\varphi)\mathbf{R}_2(-\delta)\mathbf{R}_3(\alpha) \quad (2-10)$$

其中是 $\mathbf{R}_1(\varphi)$ 繞 x 軸旋轉 roll 角度之旋轉矩陣， $\mathbf{R}_2(-\delta)$ 是繞 y 軸旋轉負 pitch 角之旋轉矩陣， $\mathbf{R}_3(\alpha)$ 是繞 z 軸旋轉 yaw 角度之旋轉矩陣，將此三旋轉矩陣相乘展開，則可得 Q 矩陣之各項元素：(GSFC，1989)

$$\begin{aligned} q_{11} &= \cos \delta \cos \alpha \\ q_{12} &= -\sin \varphi \sin \delta \cos \alpha - \cos \varphi \sin \alpha \\ q_{13} &= -\cos \varphi \sin \delta \cos \alpha + \sin \varphi \sin \alpha \\ q_{21} &= \cos \delta \sin \alpha \\ q_{22} &= -\sin \varphi \sin \delta \sin \alpha + \cos \varphi \cos \alpha \\ q_{23} &= -\cos \varphi \sin \delta \sin \alpha - \sin \varphi \cos \alpha \\ q_{31} &= \sin \delta \\ q_{32} &= \sin \varphi \cos \delta \\ q_{33} &= \cos \varphi \cos \delta \end{aligned} \quad (2-11)$$



第三章 姿態控制影響軌道精度之評估與探討

衛星姿態控制系統(Attitude and Orbit Control System, AOCS)主要任務為穩定衛星飛行行為，尤其對於某些軌道精度及穩定度要求較高之衛星任務如測高衛星，精確的姿態資料更是不可或缺，如此方能圓滿達成任務所需。隨著衛星本身飛行任務的不同，所需求之姿態精準度也不同，針對不同的控制及穩定方式，通常衛星上都裝置數個不同型式的姿態感測器，一般衛星工程上最常用的姿態感測器主要有三大類，第一大類為以太空天體為參考方位，如太陽感測器 (Sun Sensor)、地球感測器 (Earth Sensor)、紅外線地平線感測器 (Earth Horizon Sensor)、恆星感測器 (Star Sensor) 等；第二大類為以地磁場為參考方位，如磁場感測器 (Magnetometer)；第三大類為以慣性空間為參考方位，如陀螺儀 (Gyroscope) 及高精度GPS接收器等多種。上述這些感測器除了陀螺儀本身可以直接提供出姿態方位外，大多須參考衛星本身以外之星體，大略量測精度見表 3-1。本章主要針對GRACE與福衛三號姿態控制系統對於定軌精度影響量進行探討。

3-1 GRACE 衛星姿態控制系統

GRACE衛星姿態控制系統除了制動裝置與控制軟體外，最主要的酬載包含了恆星敏感器 (Star Camera Assembly, SCA)、日地感應器 (Coarse Earth and Sun Sensor, CES)、GPS 接收器(Black-Jack GPS Receiver)、三軸慣性參考裝置 (three-axis Inertial Reference Unit, IRU)以及Foerster磁力計(Foerster Magnetometer) (GFZ homepage)，其中主要控制GRACE衛星姿態的儀器為恆星敏感器及日地感應器，GPS接收器可提供小於50公尺即時定位供姿態控制系統使用，三軸慣性參考裝置主要量測角速度，而磁力計則為安裝於衛星底部，可提供一獨立姿態控制方式。

恆星敏感器由 Danish University of Technology (DUT)所研發安裝，此裝置

包含兩部恆星攝影機(star camera)以及一部資料處理裝置，見圖3-1，可在衛星姿態和軌道控制系統中用於衛星的精密定向及觀測值的正確歸算，主要是測定根據與設定之恆星們之間相對方位進行姿態控制，將觀測值從加速度儀的固定坐標系正確歸算到慣性坐標系，量測時，恆星攝影機分別觀測天頂 45° ，當太陽移到兩者其中之一之視場時，另一部恆星攝影機則開始量測姿態流程，其衛星姿態量測精度優於 0.3 mard ，期望精度能達到優於 0.1 mard 。

GRACE之日地感應器包含了六個感應器，其中一對安裝於 $\pm Z$ 方向(nadir及zenith方向)，另兩對分別指向飛行方向，可獲取全方位、可靠及無偏之初始資料，主要使用於GRACE運行初期及進入安全模式飛行時運轉，量測範圍從 -273°C 到 $+140^\circ\text{C}$ ，解析度低為 0.2°C ，日地感應器提供的定向精度為衛星Z軸（指向天球）的地球定向及衛星Y軸相對於太陽的偏航角度均優於 15° 。



圖 3-1 GRACE 的恆星敏感器

(http://www-app2.gfz-potsdam.de/pb1/op/grace//index_GRACE.html)

表 3-1 各種感測器特性及精確度

感測器	優點	缺點	精確度
恒星敏感器	<ol style="list-style-type: none"> 1. 高精確度 2. 適用區域廣 3. 不受軌道限制 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 重量較重 2. 價格昂貴 3. 星區分析不易 4. 信號弱 5. 要防止太陽干擾 6. 確定初始姿態，需要第二個姿態確定系統 	< 1"
太陽感測器	<ol style="list-style-type: none"> 1. 可靠度高 2. 耗電量低，重量輕 3. 附加功能多 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 日蝕影響觀測 	1"
地球感測器	<ol style="list-style-type: none"> 1. 適用於許多低軌道衛星及地球指向任務 2. 分析容易 3. 信號強 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 對光線干擾敏感 2. 與軌道係數相關 3. 需要防止太陽干擾 	0.1°
地磁感測器	<ol style="list-style-type: none"> 1. 耗電量低，重量輕 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 只適用於低軌道 2. 地磁模型建構不易 3. 可能與其他儀器互相干擾 	0.5°
陀螺儀	<ol style="list-style-type: none"> 1. 不必設參考點 2. 不受軌道限制 3. 精確度高 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 並非絕對位置 2. 精確度隨時間漂移 3. 重量較重 	

3-2 福衛三號姿態控制系統

相較於GRACE衛星而言，福衛三號上少了姿態控制精度最高的恆星敏感器以及三軸慣性參考裝置，僅安裝了日地感測器及磁力計，如圖3-2所示。太陽感測器有三種基本類型：（1）太陽出現感測器；（2）類比式太陽感測器；（3）數位式太陽感測器。太陽感測器是以太陽為基準方位，用以測量太陽光線與星體內某一預定軸或坐標面之間的夾角。由於太陽是一非常明亮的點光源，易於感測與識別，使得感測器的設計與姿態判定計算帶來極大的助益，因此太陽感測器便成為各種衛星首要選用的姿態感測器。太陽感測器不但可以用於衛星姿態的測量，而且可直接用於太陽電池陣列的定位與保護恆星感測器等廣泛用途，根據實際工程中的技術要求，太陽感測器的觀測是也可以設計為幾分的小視野到全視野，分辨率可以達到秒的量級。太陽感測器可省去大型資料庫和複雜的分析過程，只需單純的搜尋陽光的來源，尤其在地球軌道附近，太陽的視直徑約為 0.5° ，且幾乎保持不變，對於衛星控制已提供了足夠的資訊。由於陽光十分強烈，並且目標極易辨識，可使用低功率的裝置而得到較為可靠的資訊。同時，太陽感測器可以保護對光線敏感的設備，指引太陽能板的方向等等額外的功能，更增加了使用上的附加價值。福衛三號太陽感測器由本國士林電機公司製作組裝，見圖3-3，感測器會根據不同之太陽光源照射方向，來判定衛星相對於太陽之姿態。

此外福衛三號上面亦安裝了兩個地球感測器及一個磁力計協助進行姿態量測的工作。地球是近地低軌道星所能觀察到的第二明亮的天體，因此地球也成為對地球定向的最重要的基準物體。由於地球對於低軌道衛星是一個廣闊的的觀察目標，不是一個確定的基準方向，因此工程上通常是以衛星所在的當地垂線，亦即當地地平做為基準方向。地平線感測器就是用於測量衛星相對於當地垂線的方位。最簡單的地平線感測器是安裝在星體上感測地球反射的可見光稱為地球反射感測器，其由快門、透鏡及光電二極管所組成；這種感測器結構簡單、價格便宜，但是這種感測器在夜晚不能工作，而且對星體反射的陽光比較敏感，因此在

應用上受到限制。另一種結構較為複雜的地平線感測器是紅外線地平線感測器。紅外線地平線感測器是工作在 $14 \sim 16\text{mm}$ 的二氧化碳紅外線窄波段上；因為地球表面上空 $25 \sim 50\text{km}$ 的大氣中二氧化碳在 $14 \sim 16\text{mm}$ 的波段內的紅外線輻射強度是隨著高度的增加而迅速地減小，因此工作在這一窄波段上的紅外線地平線感測器可獲得極為清晰的地球輪廓。而且其對星體反射的陽光不敏感，不論白天或夜晚均能正常工作，因此得以廣泛應用。

磁力計是用來測量太空環境的磁場強度。由於太空中每一位置的地球磁場強度都可以事先用地球磁場模型來確定，因此，利用衛星上的磁場感測器測得的信息便可以確定出相對於地球磁場的姿態。磁場感測器廣用於衛星姿態感測器上有幾個原因：（1）因為其為一向量感測器可提供磁場之方向與大小；（2）擁有可靠性、質量輕、以及消耗功率低的需求；（3）工作溫度範圍廣（4）無移動性元件；然而磁場感測器不是很精確的姿態感測器，因為地球磁場不是完全已知，而預測衛星位置上磁場之方向大小之地球磁場模型相對地容易受到誤差影響，且地球磁場的強度隨著與地心距三次方成反比，使得高軌道衛星內的剩餘磁偏置量將會超過地球磁場的影響，此時地球磁場便不能做為量測基準。一般在衛星上使用磁場感測器限制於1000 公里以下。(Wisniewski, R.,1998)

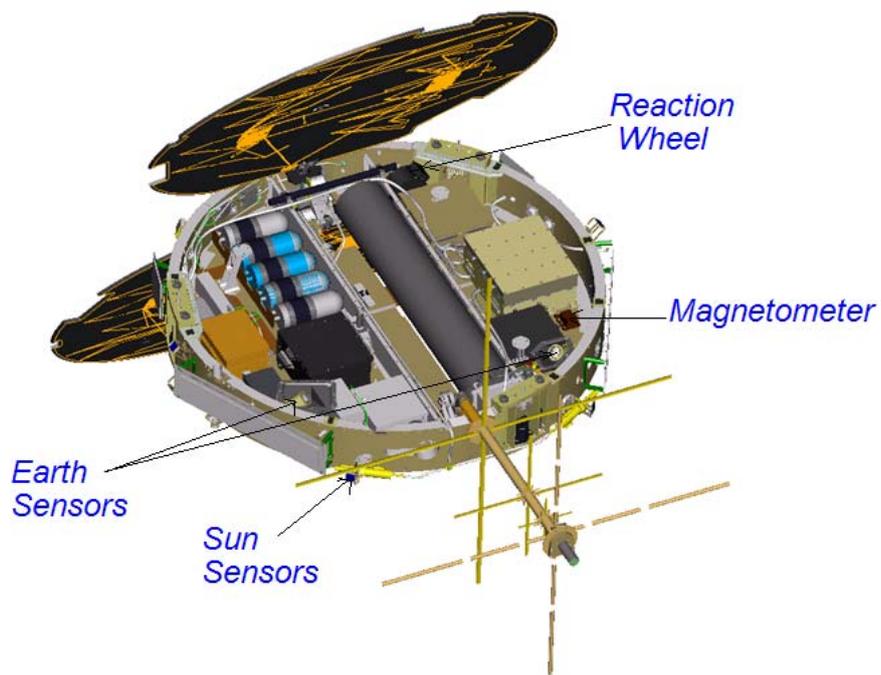


圖 3-2 福衛三號主要姿態控制系統

(<http://www.nspo.org.tw/2005c/projects/project3/component.htm>)

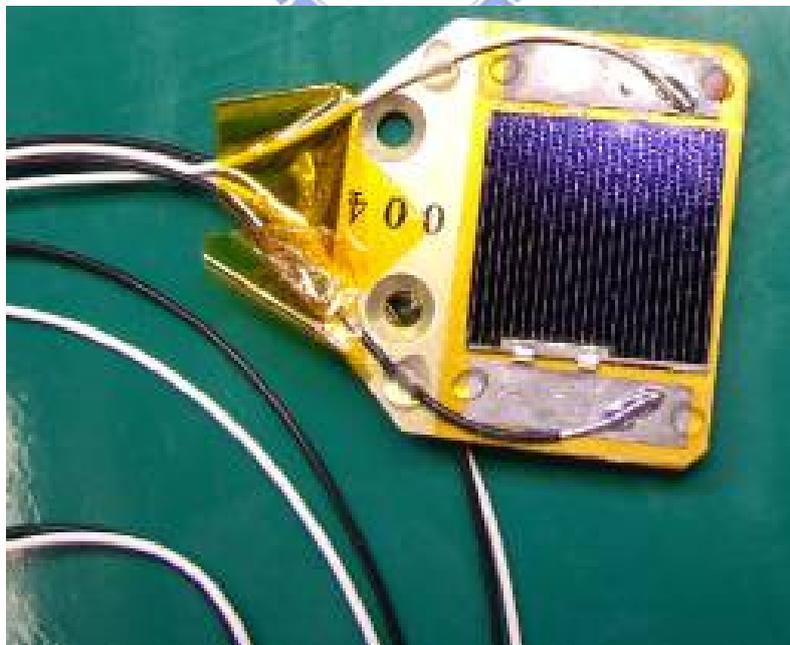


圖 3-3 福衛三號酬載之太陽感測器

(<http://www.nspo.org.tw/2005c/projects/project3/component.htm>)

3-3 GRACE 姿態控制對定軌精度影響評估

由於GRACE姿態角控制系統非常精準，就姿態控制精度而言，恒星敏感器精度最高，其精度可控制在 0.4° 內，加上GRACE GPS天線盤接收器設計安裝在沿徑向(radial)的衛星質心上方0.450 m，因此，根據Kang(2006)研究指出，進行動力法定軌時，可使用GRACE attitude nominal model(模式姿態)取代GRACE姿態角實際資料，理論上，此高精度的姿態控制加上GPS天線盤設計可以使GRACE姿態角不正確所產生的動力軌道影響量約0.1mm。

然而，由於減動力法與動態法進行精密定軌時，由於力模式的考量較動力法為少，尤其本研究工具 Bernese 解算減動力軌道時，並不考量大氣阻力效應，而是以虛擬隨機參數進行吸收解算，而動態軌道又是以減動力軌道為先驗軌道，再依 GPS 瞬時觀測量進而計算其修正量而得到，因此，姿態角資料勢必得加入。

吾人以 2003 年 8 月 20 日 GRACE-A 及 GRACE-B 兩顆一天的資料進行驗證，圖 3-4 與圖 3-5 分別為 GRACE-A 及 GRACE-B 在地固坐標系統下使用觀測姿態角資料和模式姿態角之減動力軌道差異量，其 3D RMS 值分別為 0.0402 m 及 0.0399 m，圖 3-6 與圖 3-7 分別為 GRACE-A 及 GRACE-B 在地固坐標系統下使用觀測姿態角資料和模式姿態角之動態軌道差異量，其 3D RMS 值分別為 0.3647 m 及 0.0700 m，GRACE-A 之 3D RMS 較大的原因為某些時刻差異量過大，若拿掉超過一公尺以上之粗差，3D RMS 為 0.1584 m。由圖 3-4、3-5 可以看出使用觀測姿態角資料和模式姿態角軌道差異量變化較大區段發生在一天的起始及結束，此較大差異量可能因為邊界效應(edge effect)而產生，除去邊界效應外可發現，X 及 Y 方向差異量較為平滑，而 Z 方向差異量變化較大，圖 3-6 及圖 3-7 亦顯示此現象。圖 3-8 及圖 3-9 分別為 GRACE-A 與 GRACE-B 於 2003 年 8 月 20 日使用姿態角資料之動態軌道與減動力軌道差異量，3D RMS 分別為 0.1166 m 及 0.2998 m，若將 GRACE-B 差異量差過一公尺之粗差剔除後，其 3D RMS 為 0.1278 m，與 GRACE-A 精度相同，由圖可看出兩衛星差異量分布極為

相似，且於相同時間段會有極大的軌道差異量發生。

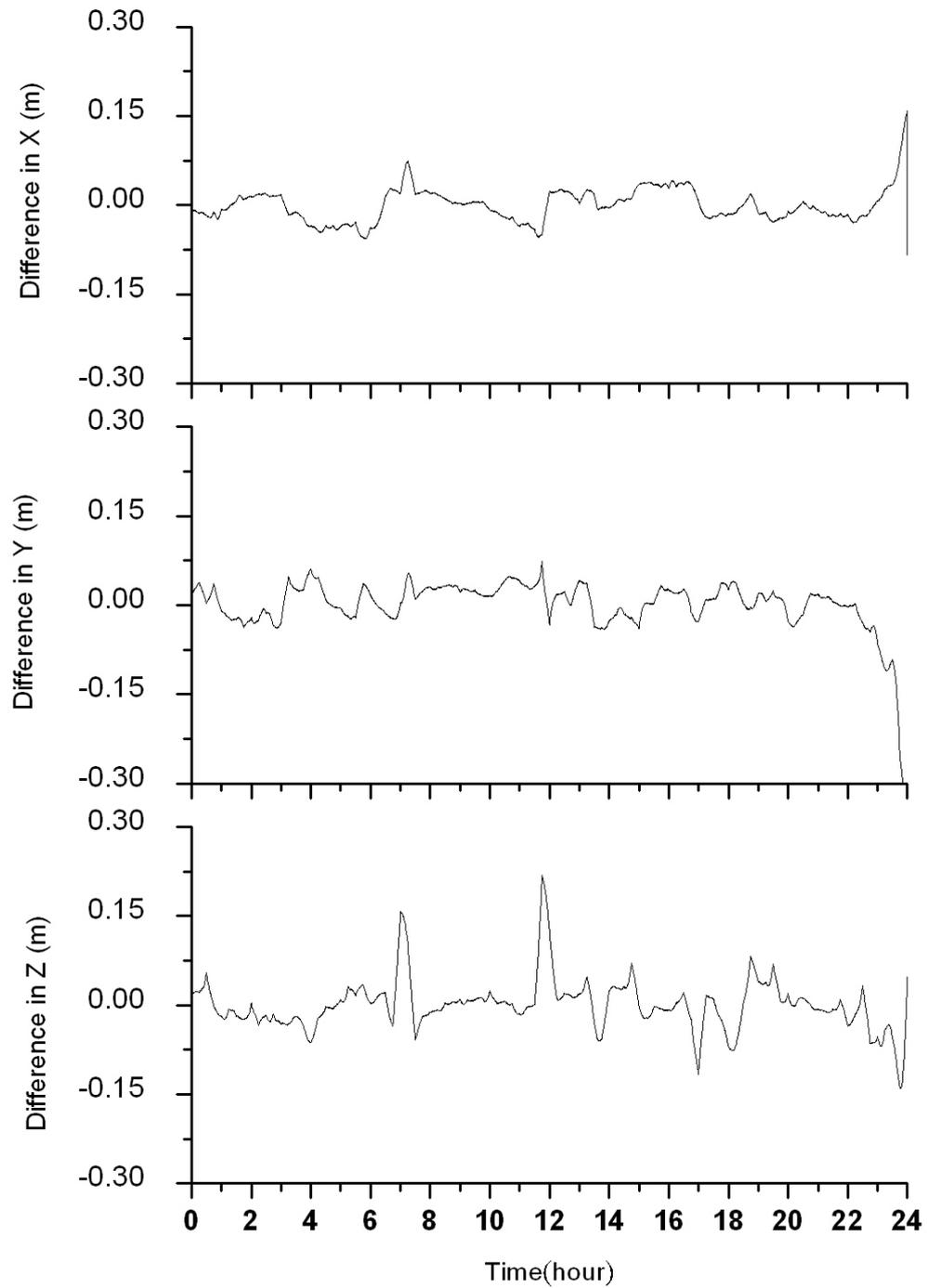


圖 3-4 GRACE-A 使用觀測姿態角資料和模式姿態角之減動力軌道差異量

(2003 年 8 月 20 日)

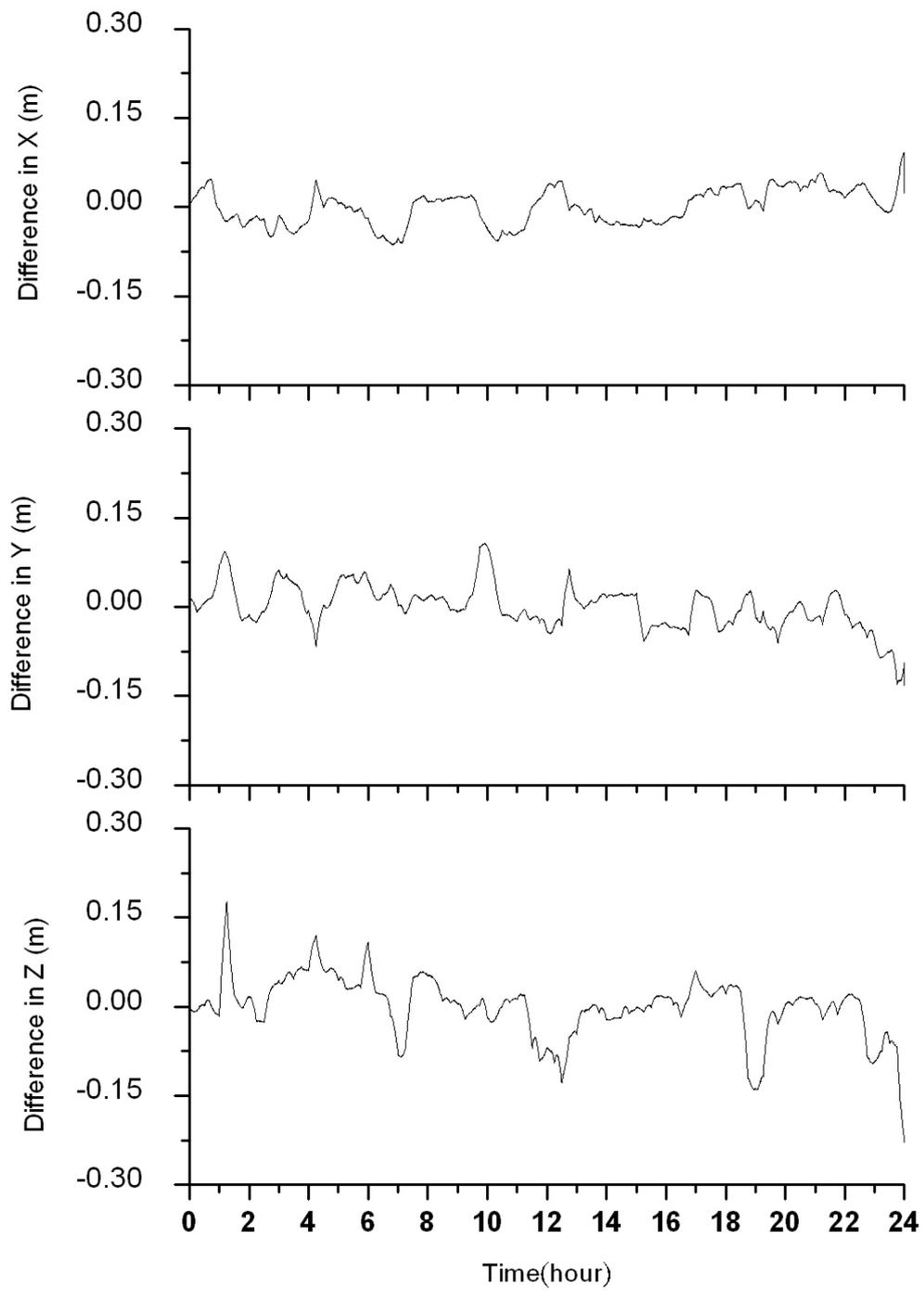


圖 3-5 GRACE-B 使用觀測姿態角資料和模式姿態角之減動力軌道差異量

(2003 年 8 月 20 日)

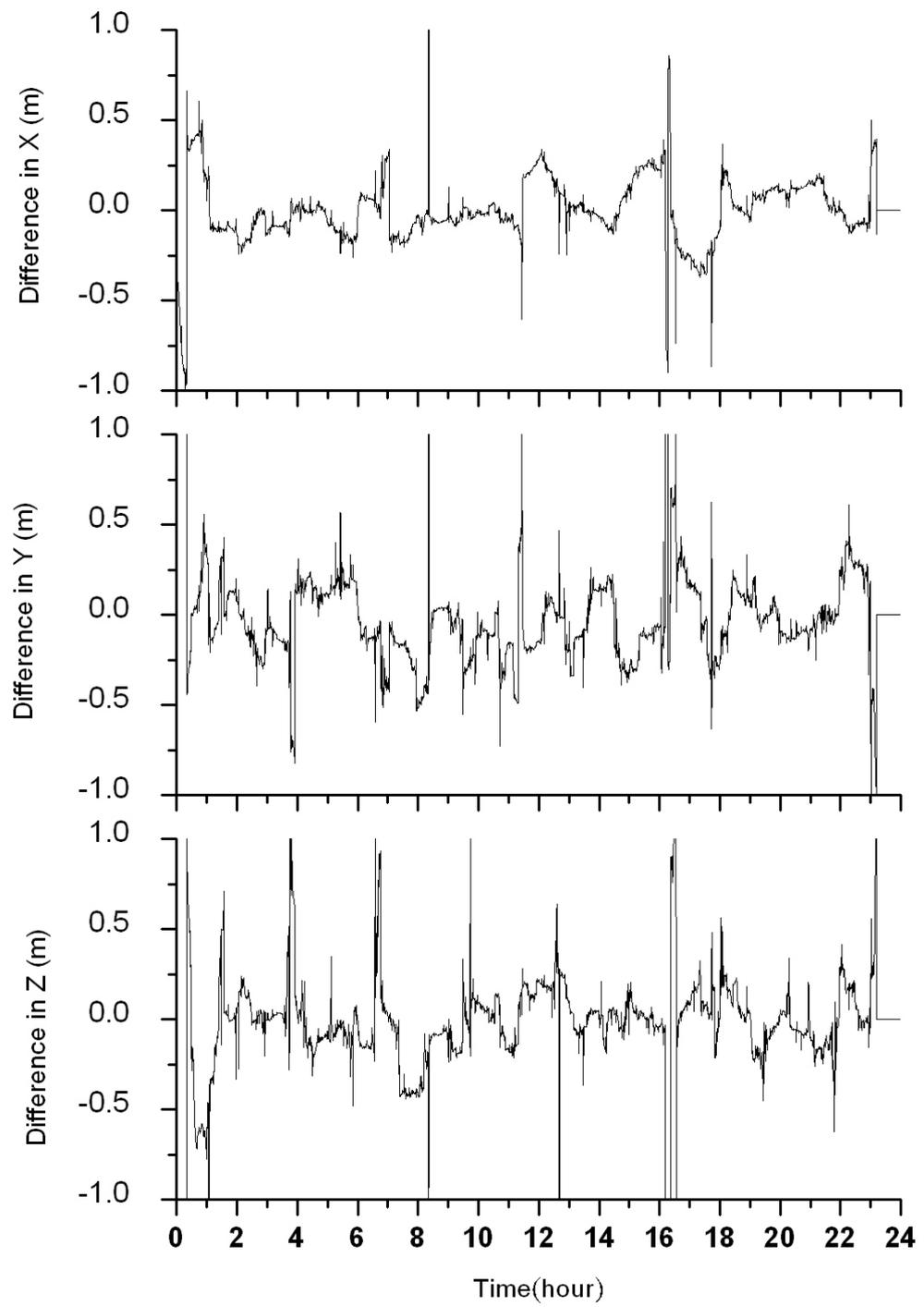


圖 3-6 GRACE-A 使用觀測姿態角資料和模式姿態角之動態軌道差異量

(2003 年 8 月 20 日)

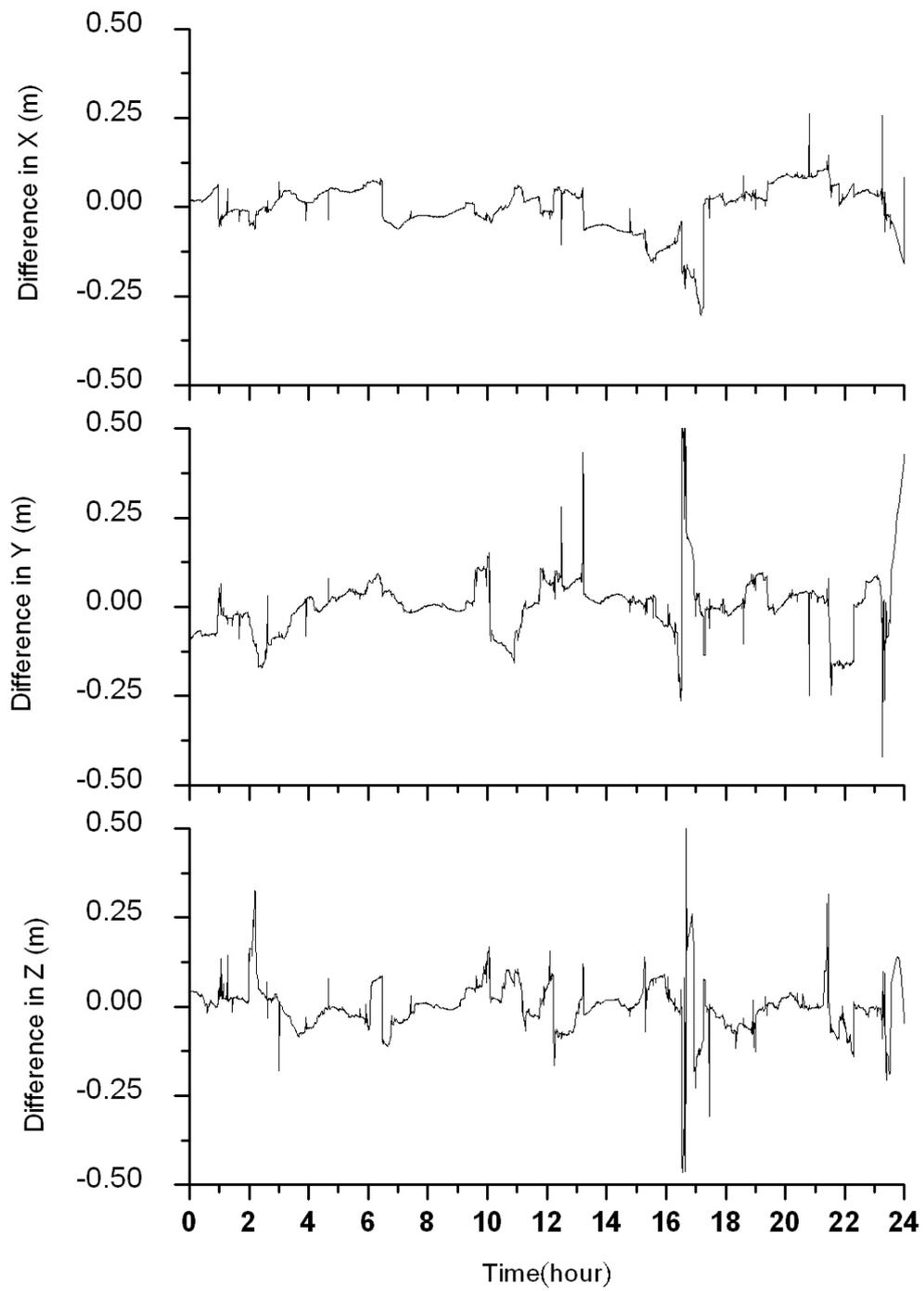


圖 3-7 GRACE-B 使用觀測姿態角資料和模式姿態角之動態軌道差異量

(2003 年 8 月 20 日)

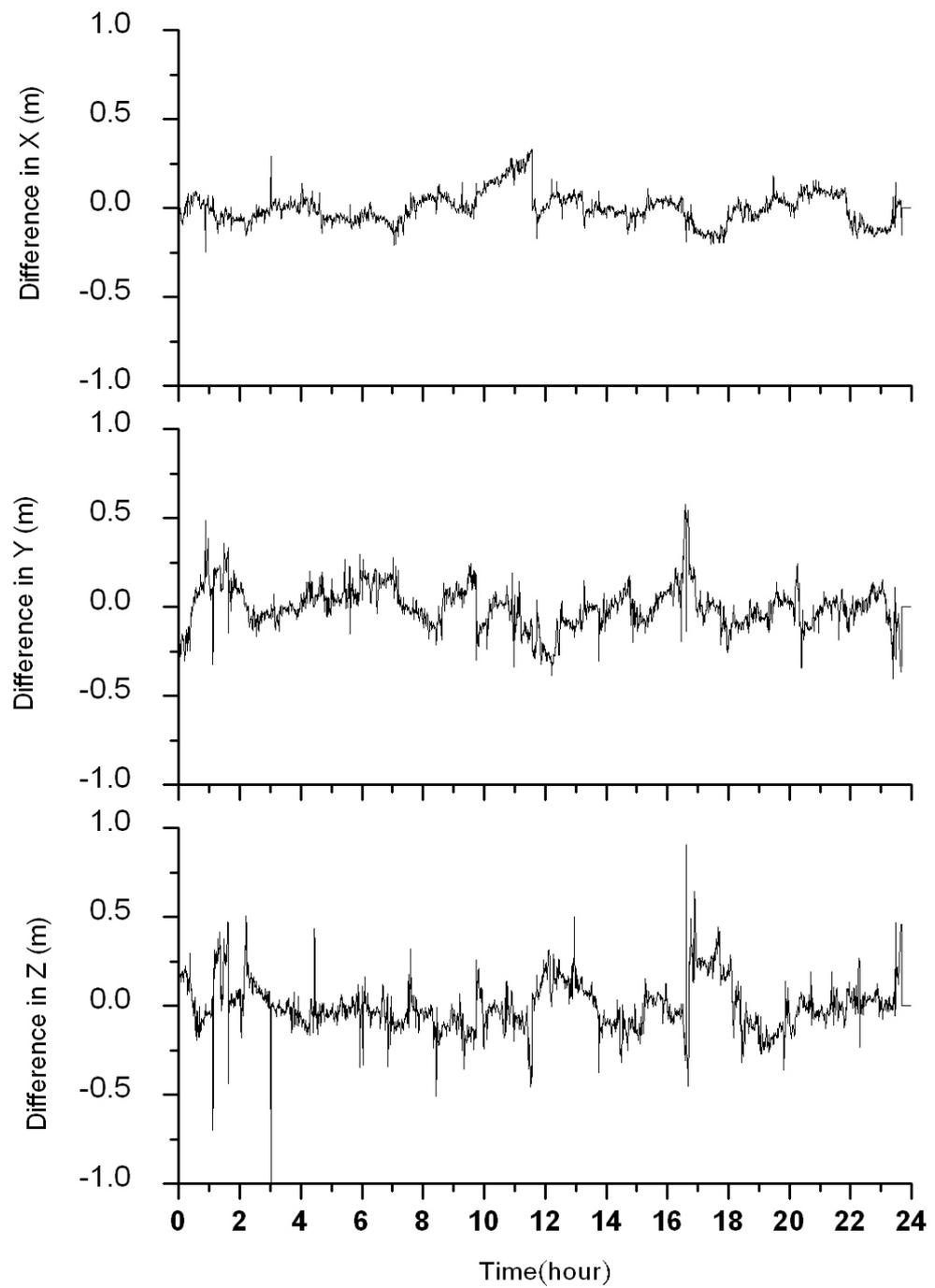


圖 3-8 GRACE-A 使用觀測姿態角資料之動態軌道與減動力軌道差異量

(2003 年 8 月 20 日)

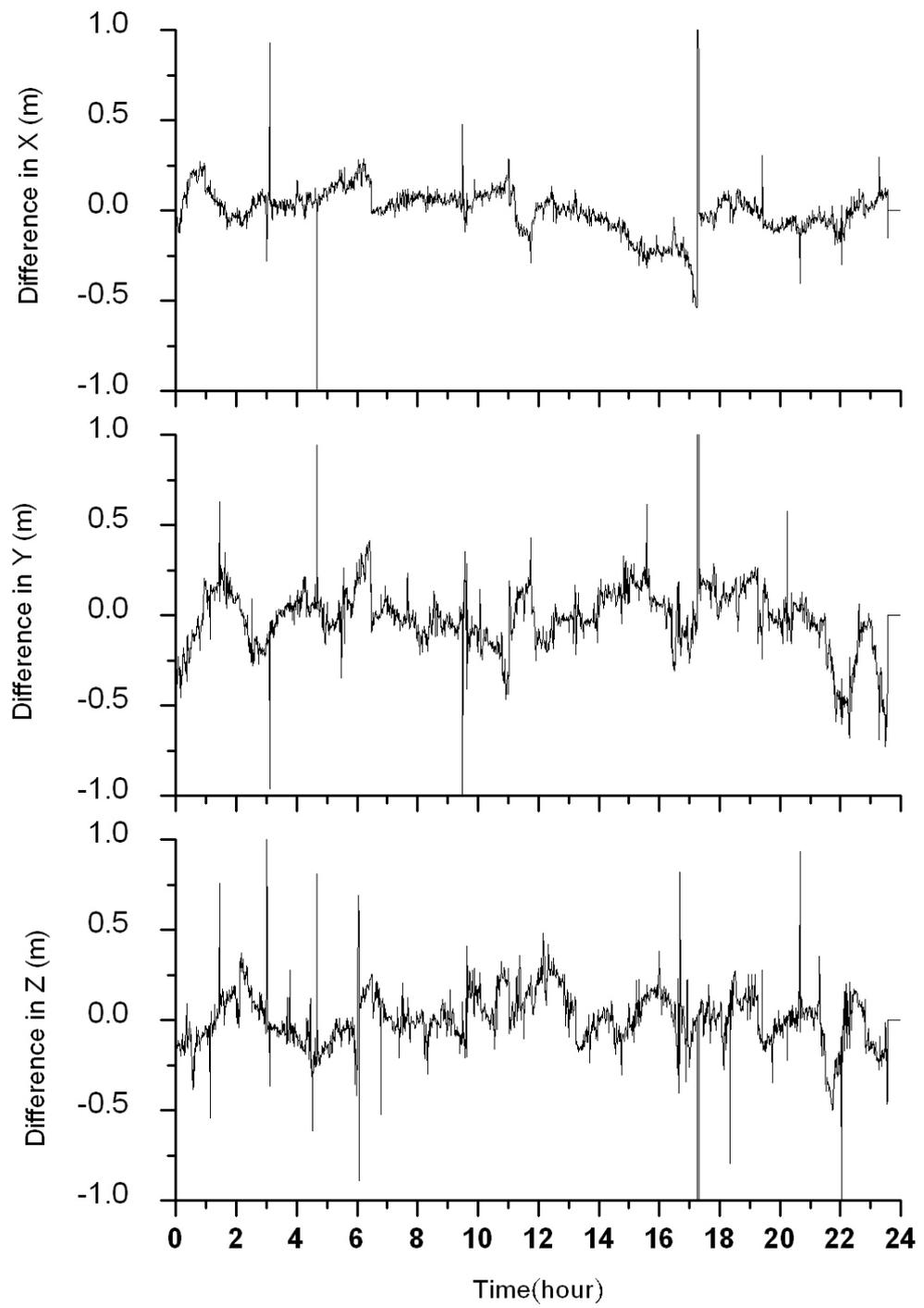


圖 3-9 GRACE-B 使用觀測姿態角資料之動態軌道與減動力軌道差異量

(2003 年 8 月 20 日)

3-4 福衛三號姿態控制對定軌精度影響評估

但是對於福衛三號而言，相較於 GRACE 姿態控制系統少了精度最高之恒星敏感器，因此姿態精度相對而言較差，因此僅使用姿態角模型和使用實際姿態角資料所得到的 POD 結果應會有較大的差異。福衛三號姿態資料與 GRACE 姿態資料表達型式有所不同，福衛三號以三軸姿態角度表示，GRACE 衛星則是以四元素法表示，而 Bernese 軟體讀入姿態資料時，會考慮到姿態角變化量過大時視為一錯誤資訊，因而設定一門檻值，若姿態角資料大於門檻值，Bernese 自動會產生姿態角模擬值取代讀入的姿態角資料，曾子榜(2006)所計算之軌道成果的姿態角門檻值設定為 10° 。

為了確定此門檻值對於精密定軌的影響量，因此，吾人使用 2006 年第 216 天 FM5 衛星 GPS 資料，姿態資料見圖 3-10，選擇 FM5 的原因為此衛星已經上升至最終軌道(final orbit)高度 800 km 處，不再有噴射效應(thrust effect)進行軌道調整及姿態調整的動作，相較其他幾顆衛星而言，姿態觀測量品質較佳。

吾人進行包含了模式姿態角資料、門檻設定值分別為 0° 、 10° 、 100° 、 180° 、 -10° 和 -180° 共七組試驗，經由分析可得到以下結論：

1. 0° 、 -10° 、 -180° 和模式姿態角資料四組試驗所得到的彼此軌道差異量 3D RMS 值皆為 0，因此，吾人可知 Bernese 軟體中若姿態角設定值為 0° 以下或是無姿態角資料，所得到的精密定軌軌道相同。
2. 由圖 3-11，模式姿態角與設定值為 10° 的 3D 軌道差異量 RMS 值為 2.15 cm，目前計算出 COSMIC 的精密定軌成果內部精度為 5cm 左右，但是由本組試驗可知姿態角資料門檻值為 10° 和使用 Bernese 所產生的姿態角模型三維差異量就達 2cm，因此，姿態角對於軌道的精度有相當大的影響。
3. 模式姿態角與設定值為 100° 的軌道差異量 3D RMS 值為 7.10 cm，模式姿態角與設定值為 180° 的軌道差異量 3D RMS 值為 7.11cm。從姿態角資料中，我們也可以看出姿態角角度變化幾乎沒有超過 100° ，因此所得到的軌道結果和

設定值為 100° 非常近似。

4. 門檻設定值 100° 與設定值 10° 的 3D 軌道差異量 RMS 值為 6.48 cm，由圖 3-10 和圖 3-12 可以得知，當姿態角變化大於 10° 的時候，不同的姿態控制門檻值會產生不同的軌道差異量，且會隨著姿態變化角度越大，產生的軌道差異量相對而言也較大。

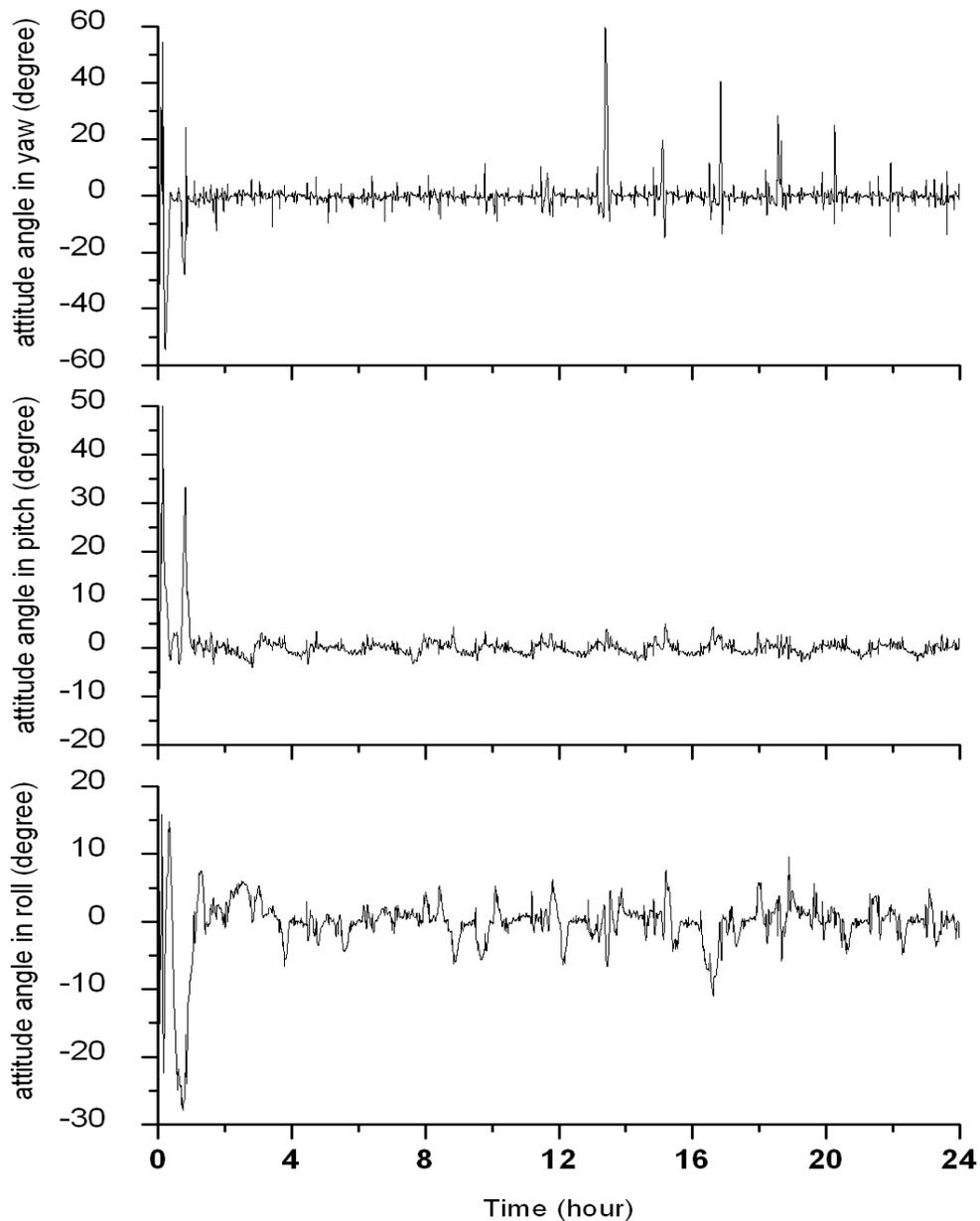


圖 3-10 FM5 衛星於 2006 年 DOY216 之姿態角

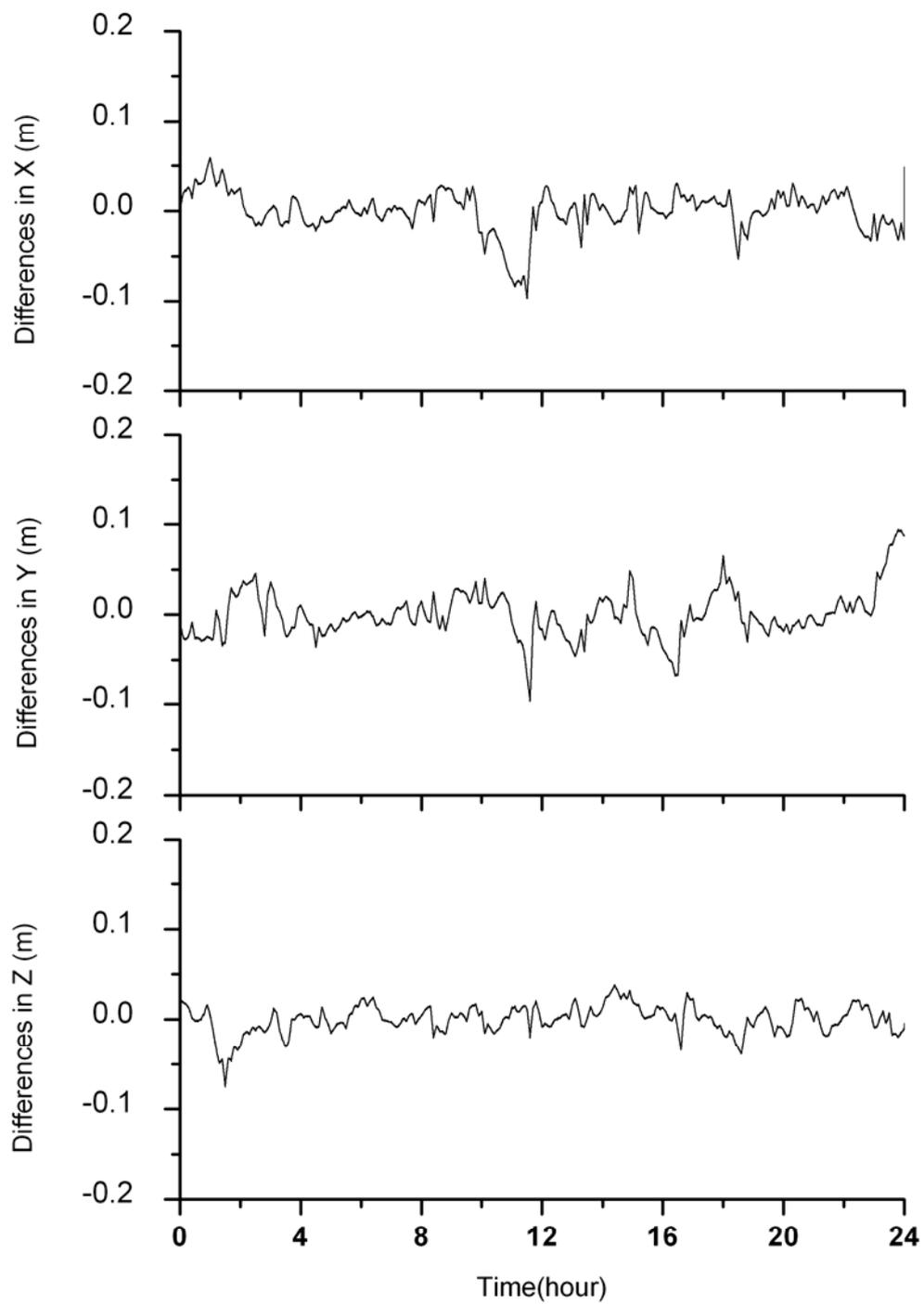


圖 3-11 不同姿態角讀入門檻設定所產生之減動力軌道差異量 (設定值 10° 與 0°)

(2006 年 FM5, DOY216)

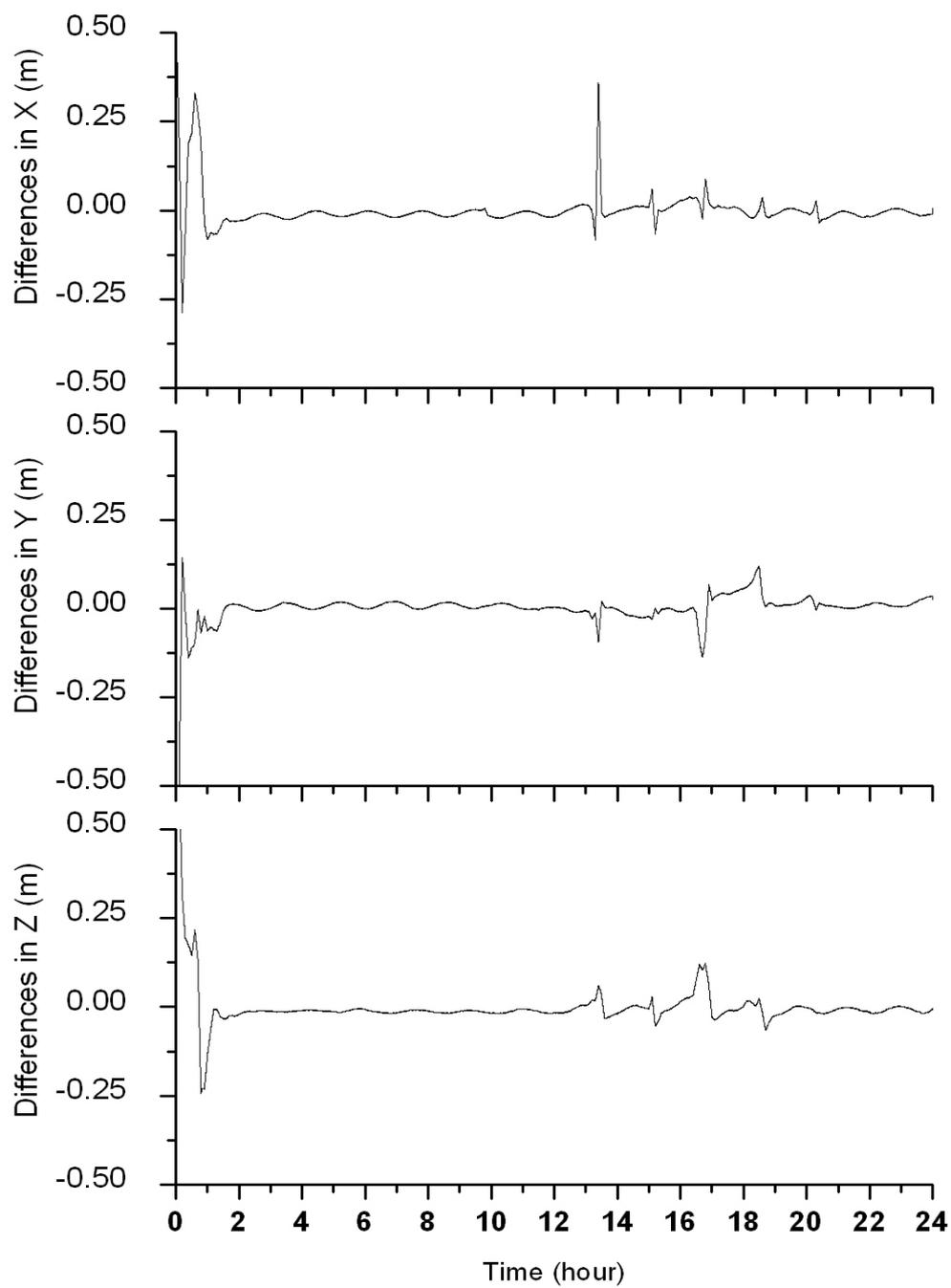


圖 3-12 不同姿態角讀入門檻設定所產生之減動力軌道差異量 (設定值 100° 與 10°)

(2006 年 FM, DOY216)

吾人亦使用一星期福衛三號中 FM5 GPS 資料進行分析，選擇時間區段為 DOY214 天到 220 天，圖 3-13 顯示 FM5 姿態角資料，表 3-2 為統計值，可以看出 yaw 方向變化最大，pitch 方向最為穩定，亦可顯示福衛三號姿態控制尚未達到高精度控制。圖 3-15 顯示 2006 年第 214~220 天以 FM5 資料分別加入姿態資料與否之減動力軌道於 RTN 方向差異量，圖 3-16 為圖 3-15 扣除 3 倍 RMS 之粗差，資料殘留率為 93%，圖 3-17 顯示 2006 年第 214~220 天以 FM5 資料分別加入姿態資料與否之動態軌道於 RTN 方向差異量，圖 3-18 為圖 3-17 扣除 3 倍 RMS 之粗差，資料殘留率為 95%，配合圖 3-13 可以看出，當姿態角觀測量跳動劇烈的時段，所解出的軌道差異量越大，差異量甚至超過 50cm 以上，表 3-3 為圖 3-16 及圖 3-18 的於 RTN 各方向差異量 RMS 統計值，動態軌道 3D RMS 約為 3cm，減動力軌道成果約為 10cm 左右，差異量成果與前節 GRACE 成果接近，且姿態角資料有無對動態軌道解算影響量較減動力軌道為小，表 3-4 為 2006 年第 214~220 天每天加入姿態資料與否之減動力與動態軌道於 RTN 及三維方向差異量之 RMS 值，其值大小亦隨著姿態角觀測品質好壞而有所改變，因此，吾人可以判定姿態角資料對於軌道的影響量至少為公分量級，若觀測品質不佳或是演算模式差異更可能使軌道差異量達到 10cm 量級左右。

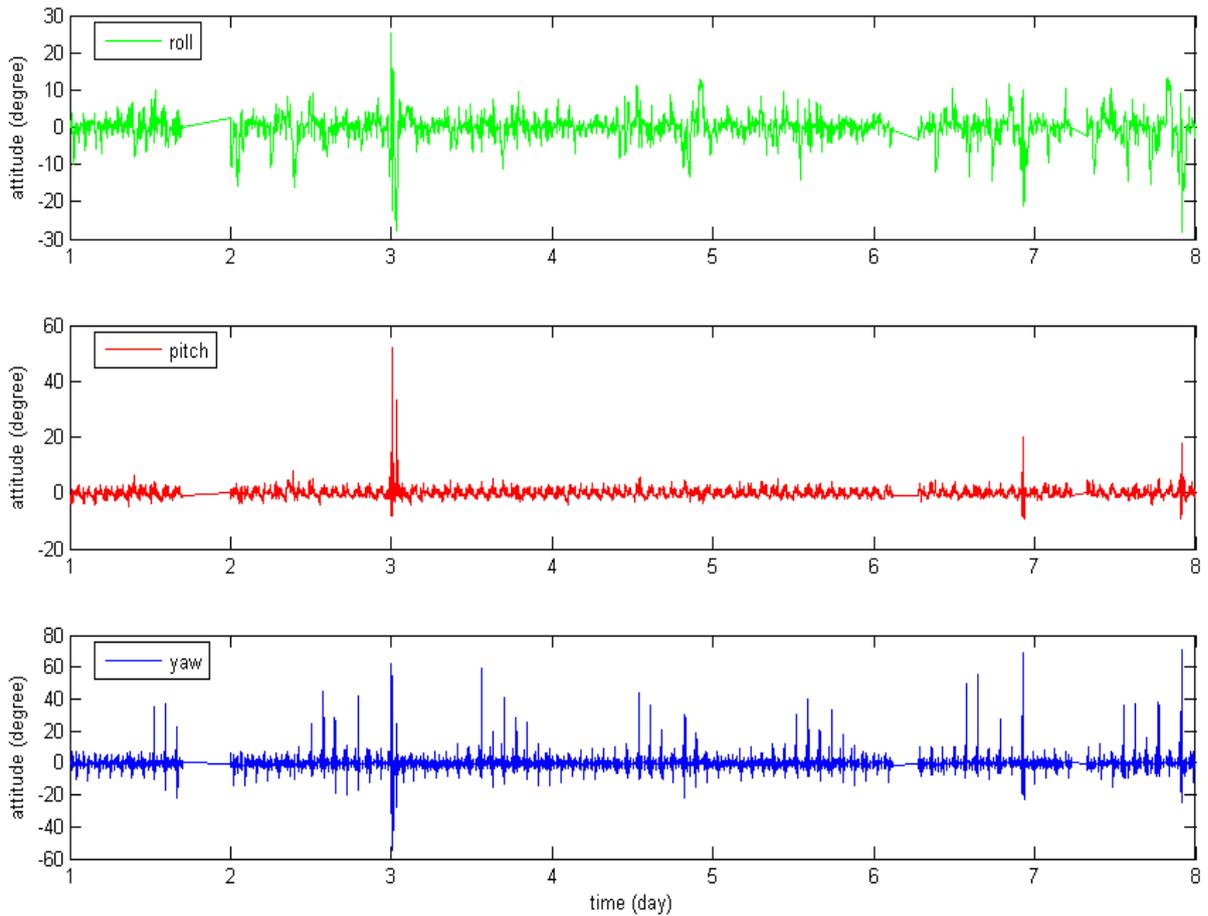


圖 3-13 FM5 衛星於 2006 年 DOY 214~220 之姿態角

表 3-2 2006 年第 214~220 天 FM5 之姿態角統計值

	Roll	Pitch	Yaw
Min	-28	-9.3	-54.5
Max	25	51.7	71.3
RMS	3.7	1.7	4.5

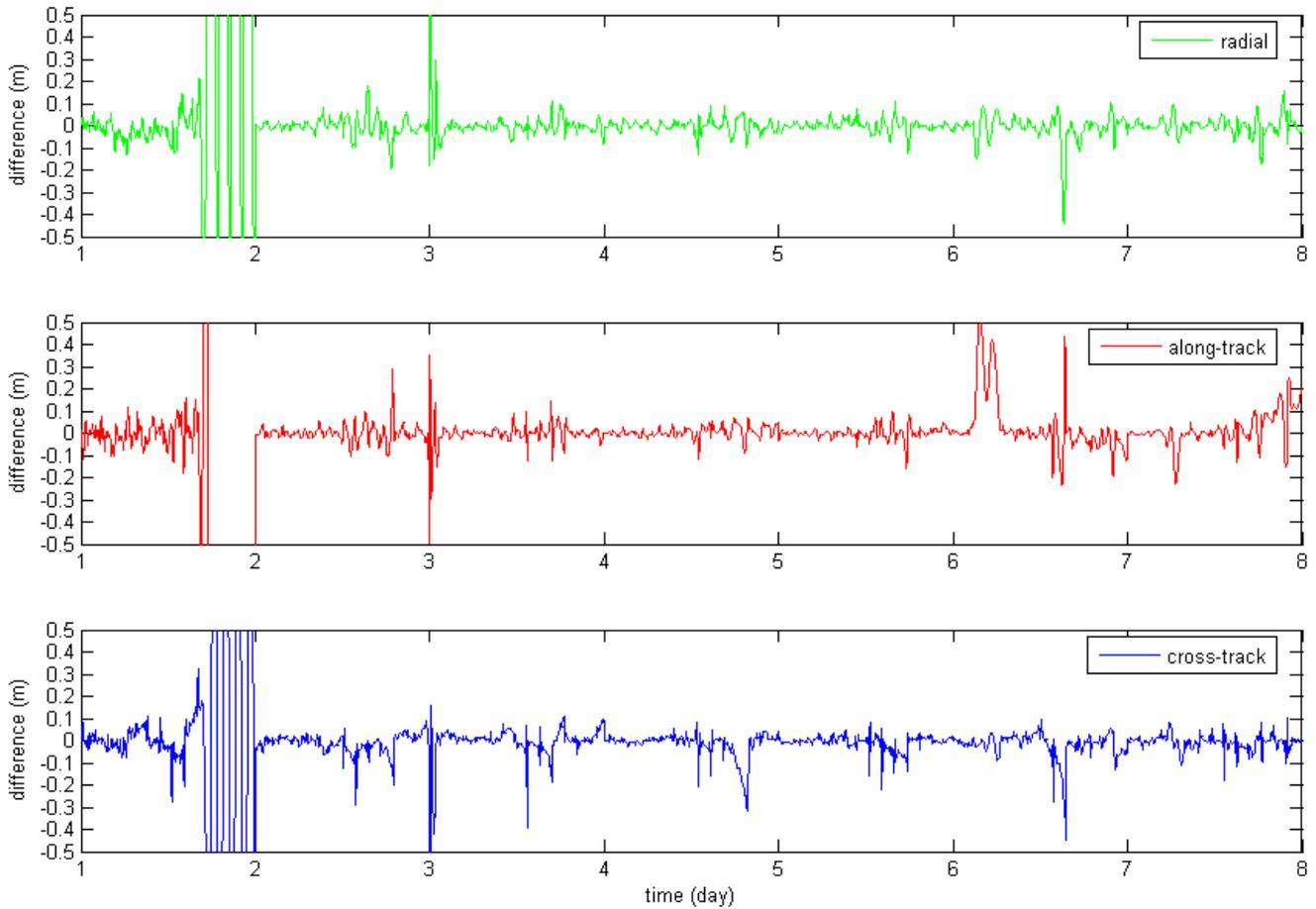


圖 3-14 2006 年第 214~220 天以 FM5 資料分別使用觀測姿態角資料和模式

姿態角之減動力軌道於 RTN 方向差異量

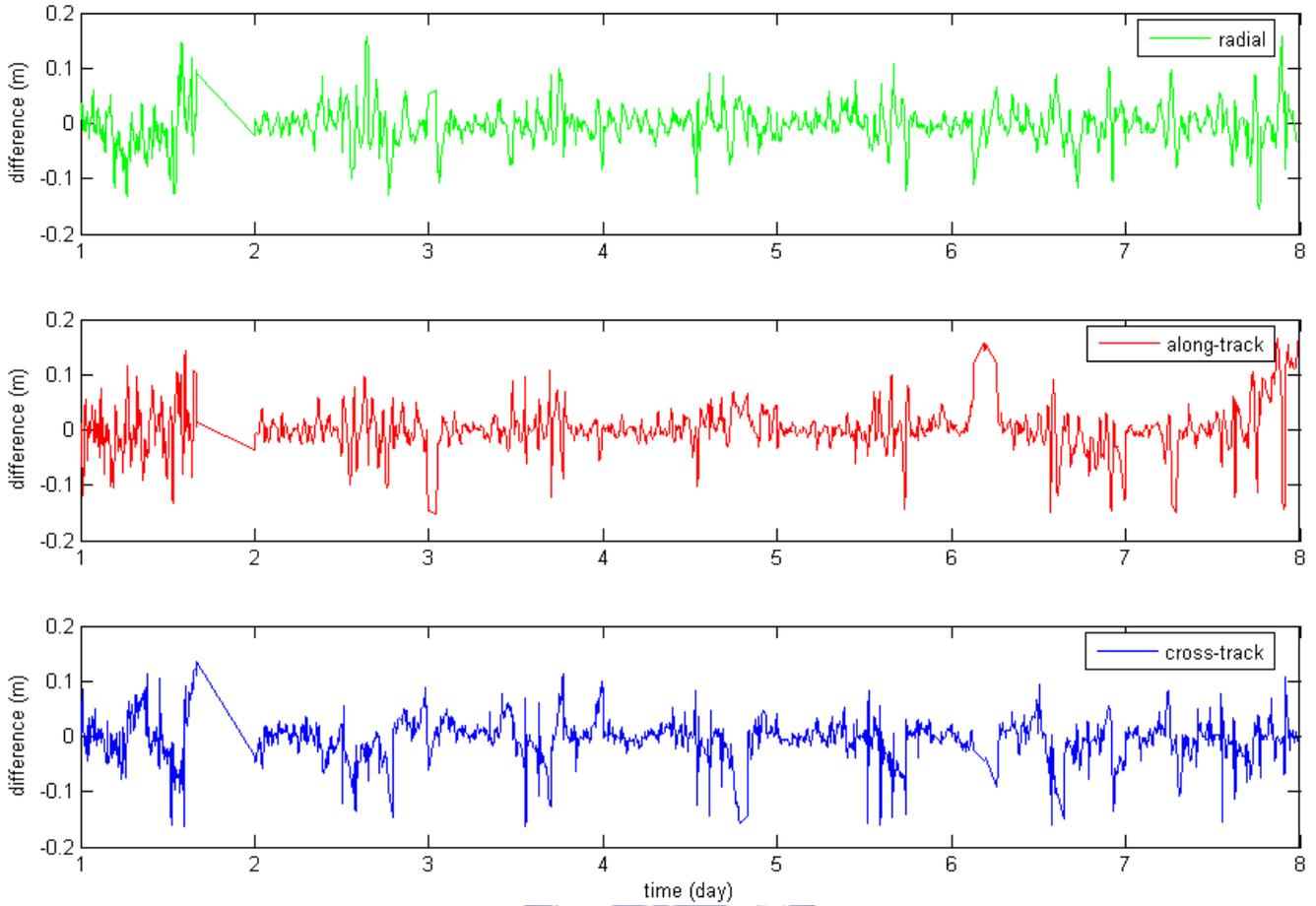


圖 3-15 2006 年第 214~220 天以 FM5 資料分別觀測姿態角資料和模式姿態角之減動力軌道於 RTN 方向差異量(扣除 3 倍 RMS 之粗差, 93%)

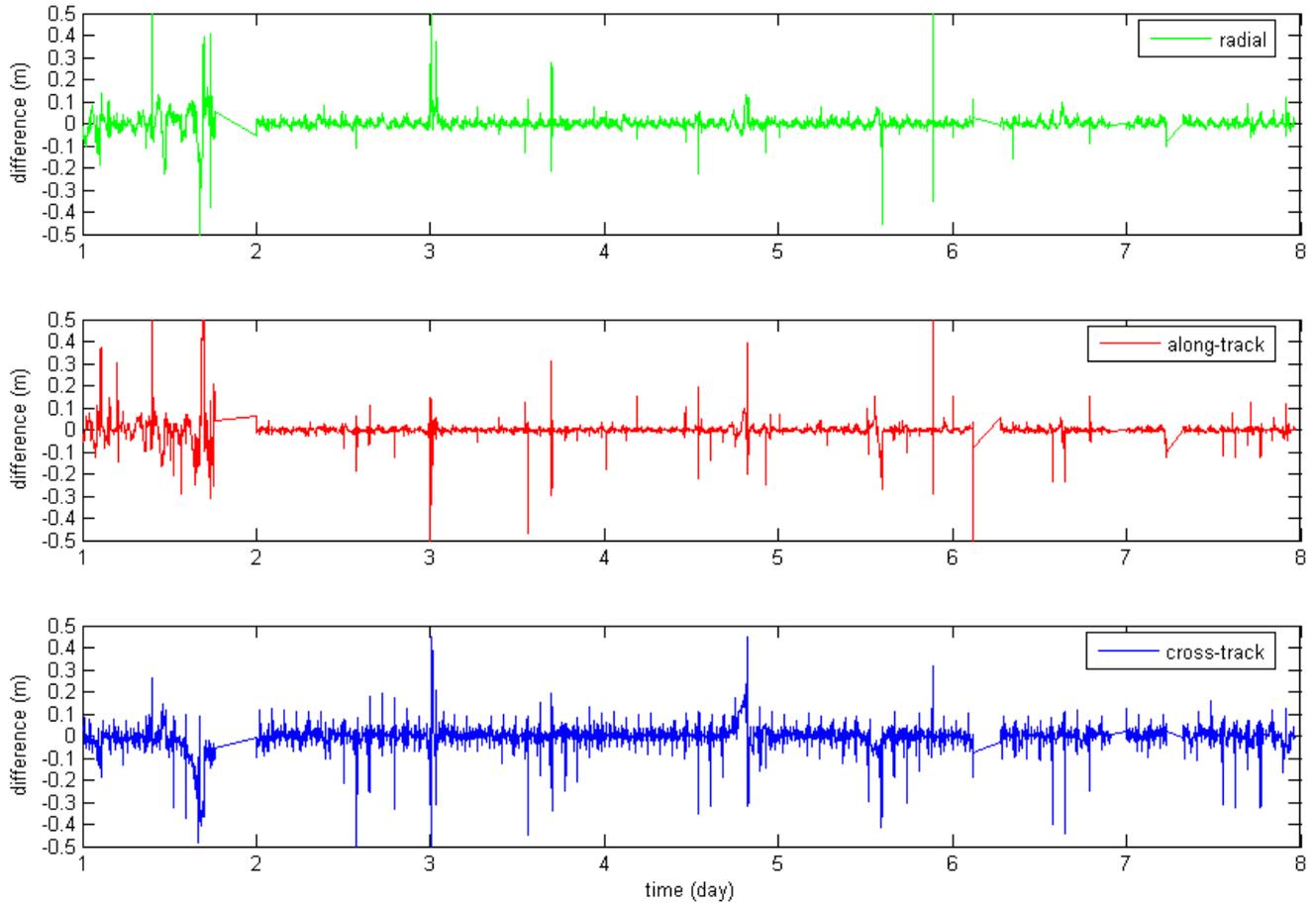


圖 3-16 2006 年第 214~220 天以 FM5 資料分別觀測姿態角資料和模式姿態
角之動態軌道於 RTN 方向差異量

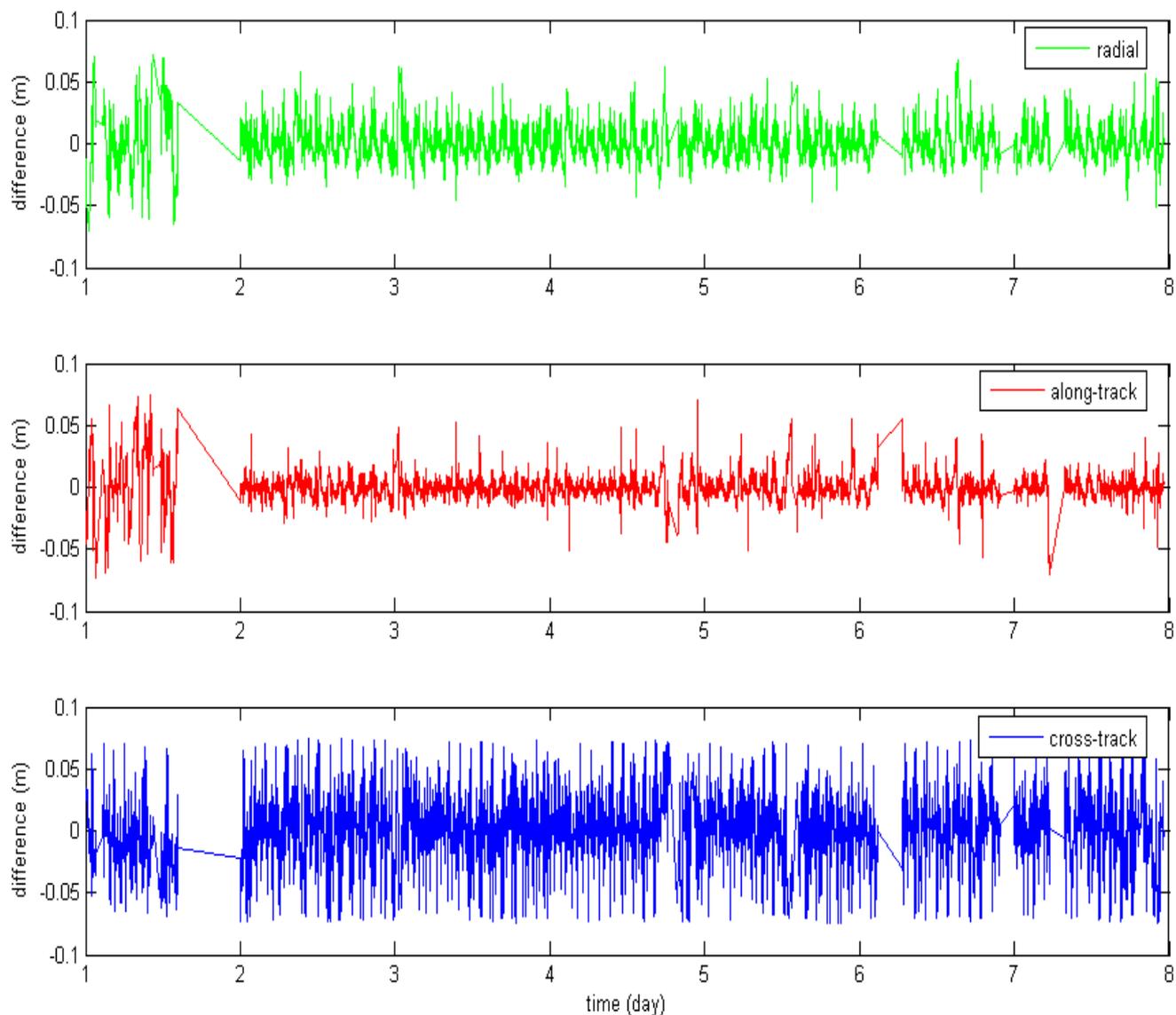


圖 3-17 2006 年第 214~220 天以 FM5 資料分別觀測姿態角資料和模式姿態角之動態軌道於 RTN 方向差異量(扣除 3 倍 RMS 之粗差, 95%)

表 3-3 2006 年第 214~220 天 FM5 軌道剔除粗差後之 RTN 方向差異量 RMS

	Kinematic – Kinematic (cm)	Dynamic – Dynamic (cm)
Radial	1.59	4.51
Along-track	1.23	6.49
Cross-track	2.20	5.17
3D RMS	2.99	9.44

表 3-4 2006 年第 214~220 天以 FM5 資料分別加入姿態資料與否之減動力與動態軌道於 RTN 及三維方向差異量之 RMS 值

DOY	Dynamic-Kinematic (cm) (attitude nominal model)	Dynamic-Kinematic (cm) (observed attitude data)
214	5.89 / 7.56 / 5.51 / 11.06	7.99 / 7.78 / 6.84 / 13.08
215	7.09 / 7.01 / 5.22 / 11.26	7.50 / 7.31 / 6.41 / 12.28
216	6.22 / 7.01 / 5.01 / 10.63	6.49 / 7.04 / 5.31 / 10.95
217	5.41 / 6.87 / 6.27 / 10.75	5.89 / 7.25 / 6.87 / 11.59
218	7.23 / 7.81 / 6.44 / 12.44	7.44 / 7.72 / 6.89 / 12.74
219	6.75 / 7.47 / 5.88 / 11.66	7.05 / 7.60 / 6.21 / 12.09
220	5.99 / 7.83 / 4.91 / 11.01	6.22 / 7.15 / 5.68 / 11.04
mean	6.37 / 7.37 / 5.61 / 11.26	6.94 / 7.41 / 6.32 / 11.98

第四章 質心變異影響軌道精度之評估與探討

衛星質量性質主要包括質量(mass)、質心(center of mass, COM)、慣性矩(moment of inertia, MOI)、慣性矩積(product of inertia, POI)等。一顆衛星結構複雜，大小、直徑、高度不一，在設計階段時就須先設定其質量大小、質心位置所在、轉動慣量與慣性矩積範圍，此部分可經由實驗室內精密儀器的量測得出可靠的結果。但實驗室內測試會因為儀器設備精準度、零件製造、衛星組裝、界面等等因素產生量測誤差，實際量測之餘應將誤差因素銘記於心，除作為解讀量測結果之外，則必須時時考慮如何將誤差因素排除或降至最小程度，使量測結果落在可接受範圍以內。

質心的精確測定對於衛星運行時的姿態控制極為重要，質心變異量主要是源由於燃料的消耗，亦可能因為太陽能板或是其他酬載有所影響，但此影響量較燃料消耗產生的變異為小，因此，衛星的質心會隨著衛星運行的時間點不同及噴射調整軌道而有所改變，直至燃料消耗完畢為止，因此，對於精密定軌而言，質心的變異若考慮不當，則將會導致定軌精度的下降。

4-1 福衛三號質心量測

福衛三號衛星未發射前，質心位置為由在實驗室內藉由Mass Property Measurement Facility直接量出其相對於Satellite Body-Fixed (SBF)坐標系原點(大多為幾何中心)之三維坐標及慣性矩(I_{xx} , I_{yy} , and I_{zz})。

福衛三號發射前於2005年10月至11月間，以此直接量測法測定衛星質心位置及慣性矩，共量測編號FM1至FM5五顆衛星，量測狀態為衛星接近發射狀態，即太陽能板(Solar Array)及各項科學酬載均裝置完畢，見圖4-1，分別量測衛星未裝燃料及滿載燃料狀態下(見表4-1)之衛星質心於SBF坐標系統下之值，結果詳見表4-2，FM6之值為根據前五顆平均預估而得。

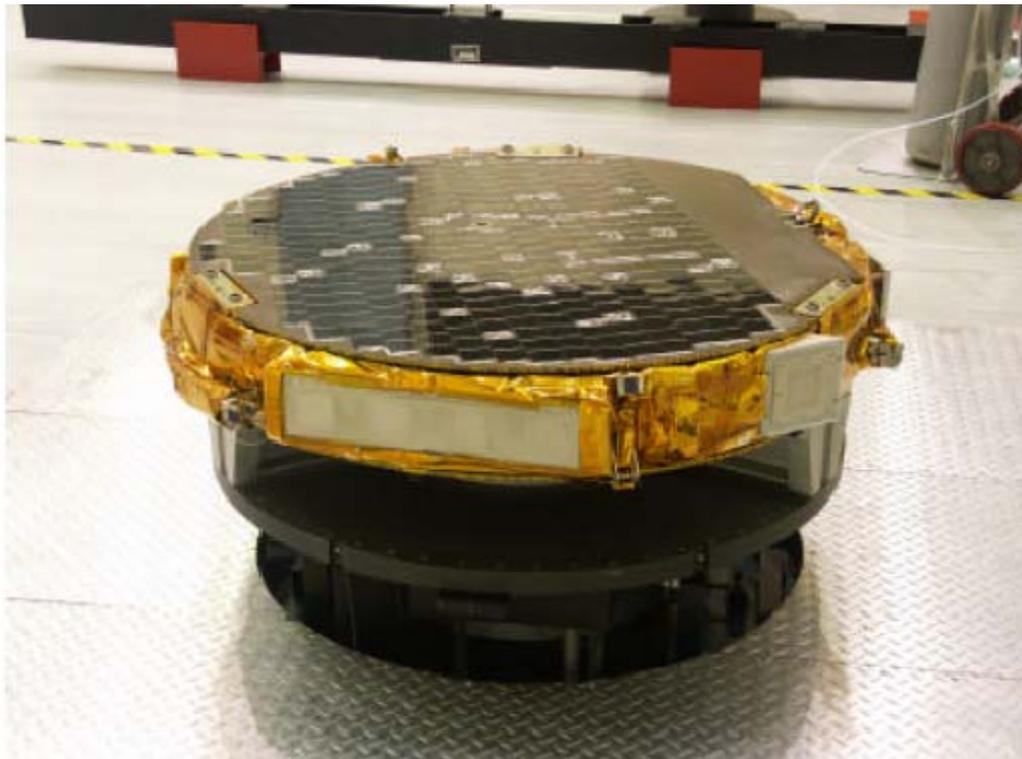


圖 4-1 質心待測之福衛三號衛星狀態

表 4-1 衛星質心量測狀態描述

結構狀態 (Configuration)	太陽能板及天線 (Solar Array and Antenna)	燃料質量 (Fuel Mass)
裝運 (Shipping)	裝載 (Stowed)	0 kg
Launch Vehicle Separation (發射分離)	裝載 (Stowed)	6.65 kg

表4-2 NSPO提供FM衛星(a)裝運狀態、(b)發射分離狀態及(c)燃料在實驗室中實測之質心坐標

(a)

	FM1	FM2	FM3	FM4	FM5	FM6
Shipping						
$M_{shipping}$ (Kg)	54.457	54.570	54.230	54.370	54.460	54.665
$CM_{Shipping_X}$ (mm)	-7.650	-6.743	-7.727	-7.517	-7.207	-7.517
$CM_{Shipping_Y}$ (mm)	-6.354	-5.782	-9.049	-9.099	-6.161	-6.101
$CM_{Shipping_Z}$ (mm)	-15.727	-16.030	-16.970	-16.477	-16.707	-15.607

(b)

	FM1	FM2	FM3	FM4	FM5	FM6
Launch Vehicle Separation						
M_{sep} (Kg)	61.097	61.295	60.880	61.020	61.167	61.315
CM_{Sep_X} (mm)	3.594	4.376	3.883	4.043	4.098	3.988
CM_{Sep_Y} (mm)	-5.531	-5.016	-7.869	-7.916	-5.339	-5.249
CM_{Sep_Z} (mm)	-13.678	-13.933	-14.950	-14.515	-14.529	-13.749

(c)

	FM1	FM2	FM3	FM4	FM5	FM6
Propellant						
M_{Fuel} (Kg)	6.65	6.65	6.65	6.65	6.65	6.65
CM_x (mm)	98.556	98.556	98.556	98.556	98.556	98.556
CM_y (mm)	0.051	0.051	0.051	0.051	0.051	0.051
CM_z (mm)	1.524	1.524	1.524	1.524	1.524	1.524

由於衛星質心會隨著燃料的消耗及太陽能板的轉動而有所變化，因此，吾人藉由表 4-2 之結果進行質心變化之大略模擬。首先考慮太陽能板轉動，由圖 4-2，根據 UCAR 提供之太陽能板質量 SA^+ 為 1.46248 Kg 及 SA^- 為 1.45036 Kg，因此根據質心公式：

$$CM = \frac{\sum_{i=1}^n m_i \mathbf{x}_i}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad (4-1)$$

在 Launch Vehicle Separation Configuration 時扣除太陽能板後之質心位置 $CM_{Structure}$ 為：

$$CM_{structure} = \frac{M_{Sep} \cdot CM_{Sep} - M_{SA^+} \cdot CM_{SA^+} - M_{SA^-} \cdot CM_{SA^-}}{(M_{sep} - M_{SA^+} - M_{SA^-})} \quad (4-2)$$

其中

$CM_{Structure}$ ：不包含太陽能板質量下之三維質心坐標

M_{sep} ：衛星之總質量

M_{SA^+} ：+Y 方向之太陽能板質量

M_{SA^-} ：-Y 方向之太陽能板質量

CM_{Sep} ：衛星之三維質心坐標(CM_{Sep_X} , CM_{Sep_Y} , CM_{Sep_Z})

CM_{SA^+} ：+Y 方向之太陽能板三維質心坐標

CM_{SA^-} ：-Y 方向之太陽能板三維質心坐標

飛行時，兩太陽能板分別展開 59° 及 121° ，由於兩太陽能板旋轉軸對稱的關係，因此衛星之 X 軸質心位置並不會有所變動，而 Y 軸與 Z 軸變化量為：

$$\Delta CM_{SA_Y} = \frac{M_{structure} \cdot Y_{structure} + M_{SA^+} \cdot (6.6 + 0.5L_{SA} \cdot \cos \alpha^+) + M_{SA^-} \cdot -(6.6 + 0.5L_{SA} \cdot \cos \alpha^-)}{-CM_{Sep_Y}} \quad (4-3)$$

$$\Delta CM_{SA_Z} = \frac{M_{structure} \cdot Z_{structure} + M_{SA^+} \cdot (6.6 + 0.5L_{SA} \cdot \sin \alpha^+) + M_{SA^-} \cdot -(6.6 + 0.5L_{SA} \cdot \sin \alpha^-)}{M_{sep}} - CM_{Sep_Z} \quad (4-4)$$

由於燃料會有所消耗，而福衛三號之燃料圓筒裝置平行於 SBF 坐標系之 Z 軸，因此，當燃料剩餘 d 公斤時，可依一簡單線性內插公式：

$$CM_i^{SV}(d) = CM_i^{SV}(f) + \frac{d}{f}(CM_i^{SV}(f) - CM_i^{SV}(0)) \quad (4-5)$$

其中 $CM_i^{SV}(d)$ 為隨燃料變化之質心位置， $CM_i^{SV}(f)$ 為燃料滿桶時之質心位置， $CM_i^{SV}(0)$ 為燃料空桶時之質心位置， d 為桶內所剩燃料質量重， f 為 6.65 公斤。在此不考慮燃料隨著衛星飛行姿態而造成之旋轉與傾斜的產生的微小質心變化影響量，表 4-3 為 NCTU 計算所得之福衛三號飛行狀態時燃料滿桶及空桶狀態下之質心位置。而 NSPO 同樣於發射前亦重新量測福衛三號衛星質心坐標，成果見表 4-4，與 NCTU 團隊成果比較見表 4-5，由表 4-5 可知，NSPO 公告與 NCTU 團隊計算之 COM 差異量甚微，僅為 mm 量級。

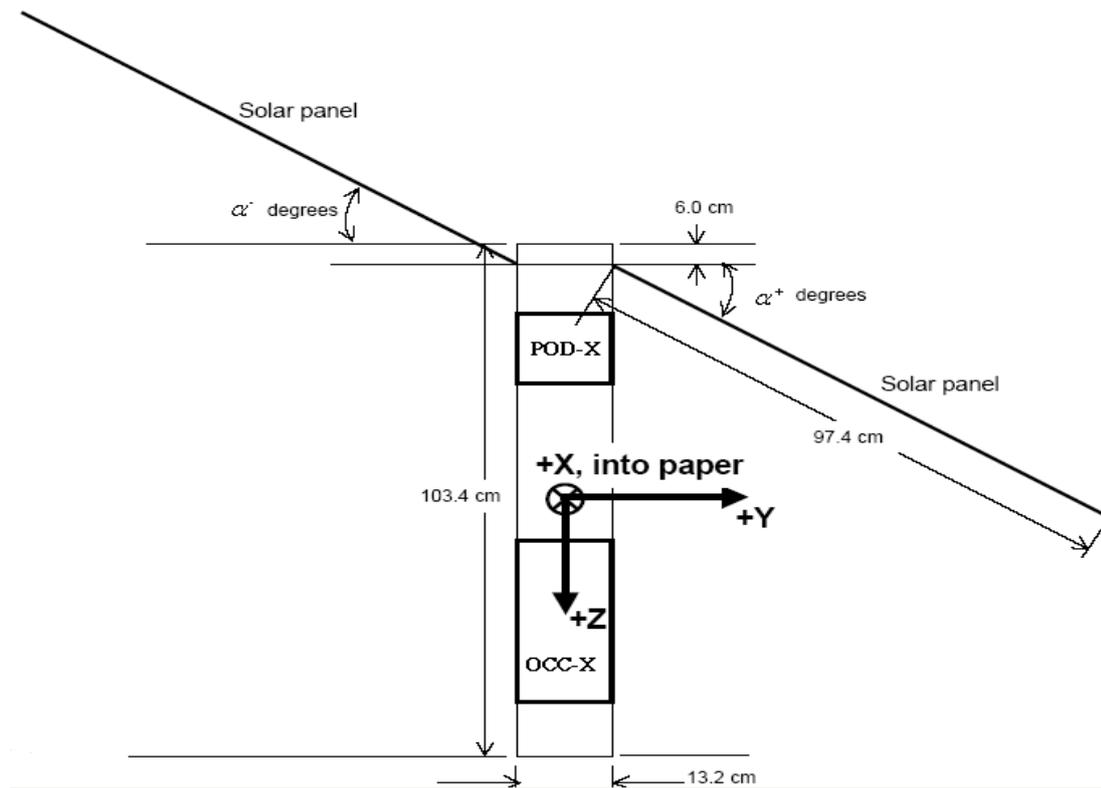


圖 4-2 福衛三號太陽能板位置

表 4-3 NCTU 計算福衛三號飛行狀態下(a)空桶狀態及(b)燃料滿桶下之三維質心

位置

(a)

Case	FM1	FM2	FM3	FM4	FM5	FM6
Solar panel deployed, no fuel						
Mass (Kg)	54.457	54.570	54.230	54.370	54.460	54.665
X (mm)	-7.650	-6.743	-7.727	-7.517	-7.207	-7.517
Y (mm)	-6.354	-5.782	-9.049	-9.099	-6.161	-6.101
Z (mm)	-34.386	-34.629	-35.695	-35.159	-35.345	-34.200

(b)

Case	FM1	FM2	FM3	FM4	FM5	FM6
Solar panel deployed, full fuel						
Mass (Kg)	61.097	61.295	60.880	61.020	61.167	61.315
X (mm)	3.594	4.376	3.883	4.043	4.098	3.988
Y (mm)	-5.531	-5.016	-7.869	-7.916	-5.339	-5.249
Z (mm)	-32.337	-32.532	-33.675	-33.197	-33.167	-32.342

表 4-4 NSPO 計算之(a)空桶狀態及(b)燃料滿桶下之質心坐標

(a)

Case	FM1	FM2	FM3	FM4	FM5	FM6
Solar panel deployed, no fuel						
Mass (Kg)	54.457	54.570	54.230	54.370	54.460	54.665
X (mm)	-8.446	-7.618	-8.527	-8.317	-7.924	-8.317
Y (mm)	-4.254	-3.726	-6.949	-6.999	-4.046	-4.001
Z (mm)	-35.860	-36.137	-37.169	-36.633	-36.785	-35.647

(b)

Case	FM1	FM2	FM3	FM4	FM5	FM6
Solar panel deployed, full fuel						
Mass (Kg)	61.097	61.295	60.880	61.020	61.167	61.315
X (mm)	3.594	4.376	3.883	4.043	4.098	3.988
Y (mm)	-4.371	-3.860	-6.706	-6.755	-4.181	-4.094
Z (mm)	-33.371	-33.563	-34.714	-34.233	-34.200	-33.373

表 4-5 NSPO 與 NCTU 計算(a)空桶狀態及(b)燃料滿桶下之質心坐標差

(a)

Case	FM1	FM2	FM3	FM4	FM5	FM6
Solar panel deployed, no fuel						
Mass (Kg)	54.457	54.570	54.230	54.370	54.460	54.665
X (mm)	-0.796	-0.875	-0.53	-0.8	-0.717	-0.8
Y (mm)	2.1	2.056	-2.1	2.1	2.115	2.1
Z (mm)	-1.474	-1.508	-1.474	-1.474	-1.44	-1.447

(b)

Case	FM1	FM2	FM3	FM4	FM5	FM6
Solar panel deployed, full fuel						
Mass (Kg)	61.097	61.295	60.880	61.020	61.167	61.315
X (mm)	0	0	0	0	0	0
Y (mm)	1.16	1.156	1.163	1.161	1.218	1.155
Z (mm)	-1.034	-1.031	-1.039	-1.036	-1.033	-1.031

4-2 質心變異對 GRACE 定軌精度之影響

GRACE 任務主要目標是提供長達5年的全球高解析度、高精度的地球重力場，另一目標是探求電離層的總電子含量 (TEC) 和對流層的折射率。為達成此兩任務目標，除了酬載K 波段測距系統 (K-Band Ranging System, KBR) 用來測定兩顆衛星間雙向之單程距離變化率及GPS接收器外，超星加速度儀 (SuperSTAR Accelerometer, ACC) 是用於測定大氣阻力和太陽輻射壓等引起的非保守力加速度，此儀器必須安裝於衛星質心處，因此，GRACE衛星上安裝一特殊酬載-質心調整器 (Center of Mass Trim Assembly, CMT)，此儀器主要檢測衛星的質量中心與加速度儀質量中心間的偏移量，必須精確測定在三軸定位精度須小於 $50\mu\text{m}$ ，CMT於每軸正負2公厘的範圍內，可以等於或小於相當於 $10\mu\text{m}$ 為單位調整質心位置。

為了解若質心位置估算不正確而產生多少誤差，吾人分別測試 GRACE-A 及 GRACE-B 兩顆衛星，使用的資料分別為 2003 年第 232 天之 GRACE-A 資料及 2003 年第 232 天至 234 天之 GRACE-B 資料，表 4-6 為 2003 年第 232 天以 GRACE A 資料分別加入 X 方向一公分、三維各一公分與三維各五公分誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下之減動力與動態軌道差異量統計值，在此並無加入姿態角資料，由表可知，解算軌道後，減動力軌道之 3D 差異量會較加入的誤差量略小，由於減動力軌道計算時採用虛擬隨機參數吸收定軌誤差量，因此有部分加入之質心誤差量會被吸收，但大致上差異不大，而由動態軌道成果中可看出加入的質心變異量幾乎是可由解算後與原始軌道的差異量完全反映出來。

由於 GRACE 衛星的 GPS 天線設計於衛星體固坐標系統上 Z 軸的正上方，因此吾人設計將 2003 年第 232~234 天以 GRACE B 資料分別加入 Z 方向一公分誤差量進行軌道計算，其成果與正確質心位置之後所得地固坐標下減動力與動態軌道差異量統計值見表 4-7，與表 4-6 成果不同在於若將質心變易量加入 Z 軸方

向，則減動力軌道差異量幾乎完全反映出加入的質心誤差量，但動態軌道則會有較大的差異量，因此，質心不準確之差異量會確實反映於定軌成果上。

表 4-6 2003 年第 232 天以 GRACE A 資料分別加入不同誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下之減動力與動態軌道差異量(單位:cm)

Dynamic orbit	Δx	Δy	Δz	3D
1cm difference in x	0.20	0.36	0.59	0.72
1cm difference per xyz	0.48	0.60	0.69	1.03
5cm difference per xyz	1.94	3.87	3.56	5.60
Kinematic orbit	Δx	Δy	Δz	3D
1cm difference in x	0.55	0.65	0.99	1.31
1cm difference per xyz	0.79	1.37	1.48	2.17
5cm difference per xyz	3.04	5.26	5.19	7.99



表 4-7 2003 年第 232~234 天以 GRACE B 資料分別加入 Z 方向一公分誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下減動力與動態軌道差異量(單位:cm)

Dynamic orbit	Δx	Δy	Δz	3D
232	0.37	0.86	0.87	1.28
233	1.16	1.67	1.82	2.73
234	0.21	0.67	0.78	1.05
Kinematic orbit	Δx	Δy	Δz	3D
232	0.55	1.54	1.22	2.04
233	3.05	4.05	4.66	6.88
234	0.59	1.50	1.04	1.92

4-3 質心變異對福衛三號定軌精度之影響

福衛三號上並無 GRACE 衛星酬載之質心調整器，因此，當運行的時間點不同時，衛星質心會隨著燃料剩餘量而有所變化而無法調整，新的質心坐標計算端賴國家太空中心提供之福衛三號噴射時間表及噴發燃料量計算軟體計算剩餘燃料量後，以 4-1 節的方法進行計算，故每一顆衛星質心坐標會有差異，而噴發燃料量計算軟體必須輸入衛星編號、預估或是噴發後計算代號、噴射前燃料桶壓力及溫度、噴射後燃料桶壓力及溫度。此外福衛三號 GPS 天線盤亦非安裝於質心的正上方，而是在衛星星體的兩側，由於 Bernese 軟體計算軌道時須歸算至質心，歸算方法是解算至天線相位中心後，加上給定的質心與天線相位中心於衛星體固坐標系統之向量差所得到的軌道值，因此，不對稱的天線設計亦可能會造成部分影響。



吾人分別對質心三維坐標加入 1 公分之誤差量後以相同天相同衛星資料重新進行定軌，進行探討。圖 4-3 與圖 4-4 分別為 2006 年第 216 天 FM5 資料分別加入 X 軸一公分誤差量與正確質心位置之後所得於地固坐標下之減動力與動態軌道差異量，由圖可知，此質心誤差異量會導致減動力軌道及動態軌道產生平均三維軌道差異量 3mm 及 1mm，並可看出圖 4-3 軌道差明顯有 1 cpr (cycle per revolution) 效應存在，但三維 RMS 最大量為 2.6 mm。圖 4-5 與圖 4-6 則顯示分別加入三維各一公分誤差量與正確質心位置之後所得之減動力與動態軌道差異量，與圖 4-3 及圖 4-4 成果極為類似。圖 4-7 與圖 4-8 則顯示分別加入三維各五公分誤差量與正確質心位置之後所得之減動力與動態軌道差異量。五公分誤差量所得到的三維 RMS 值約為一公分誤差量的五倍。表 4-8 為差異量之 RMS 統計值，可發現與 GRACE-A 成果類似，部分誤差量可能被虛擬隨機參數吸收。

此外，吾人亦使用相同天相同福衛三號衛星資料進行加入質心 Z 方向一公分與兩公分誤差量，成果見表 4-9，除了加入質心 Z 方向一公分誤差量與正確質心位置所得之減動力軌道差異量之 3D RMS 值大於加入誤差量外，其餘成果皆反

映出加入多少誤差量後可以得到同樣的差異量，此成果與4-2節所得GRACE-B
成果結論相同。

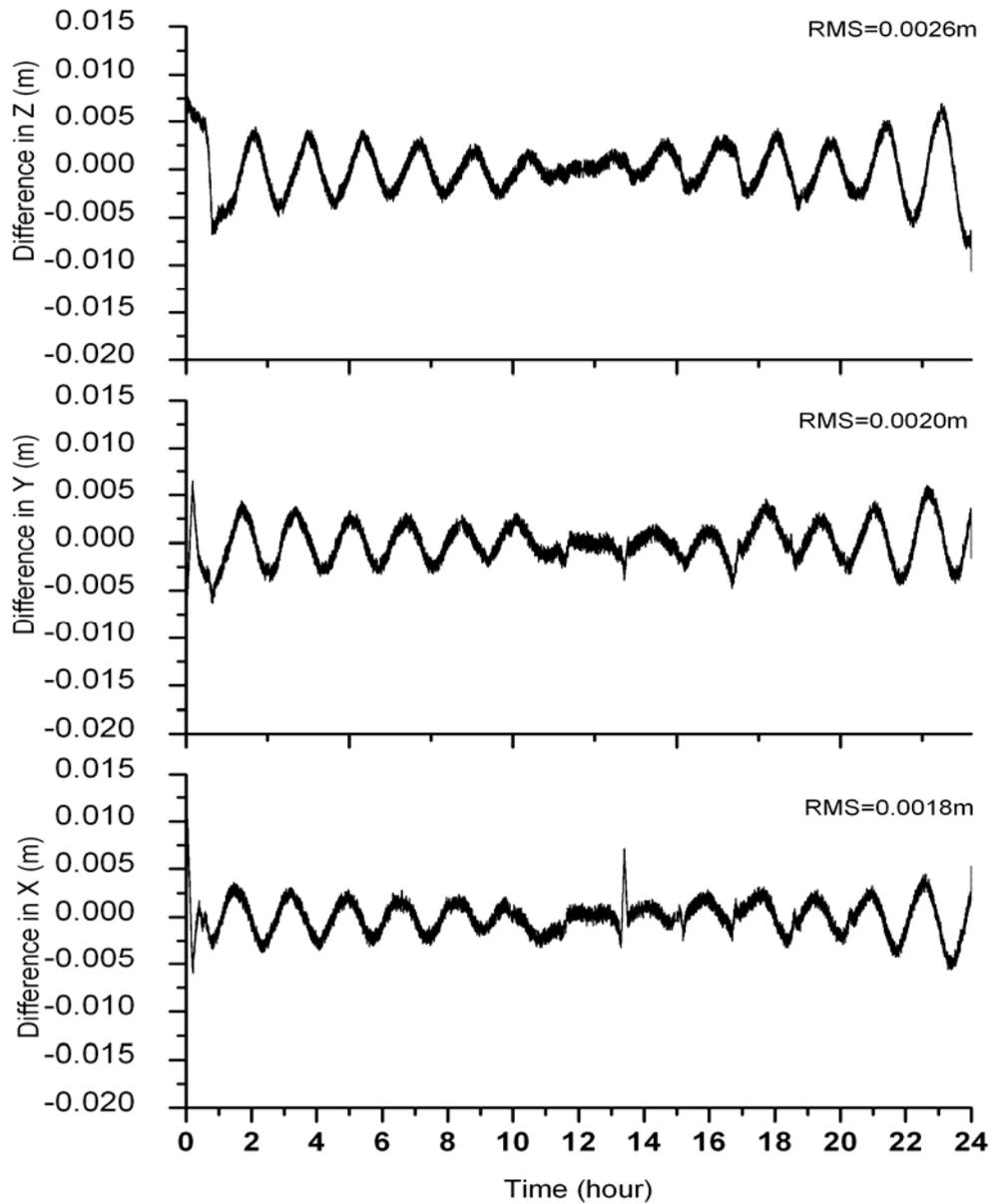


圖 4-3 2006 年第 216 天以 FM5 資料分別加入 X 軸一公分誤差量與正確質心
位置之後所得地固坐標下之減動力軌道差異量

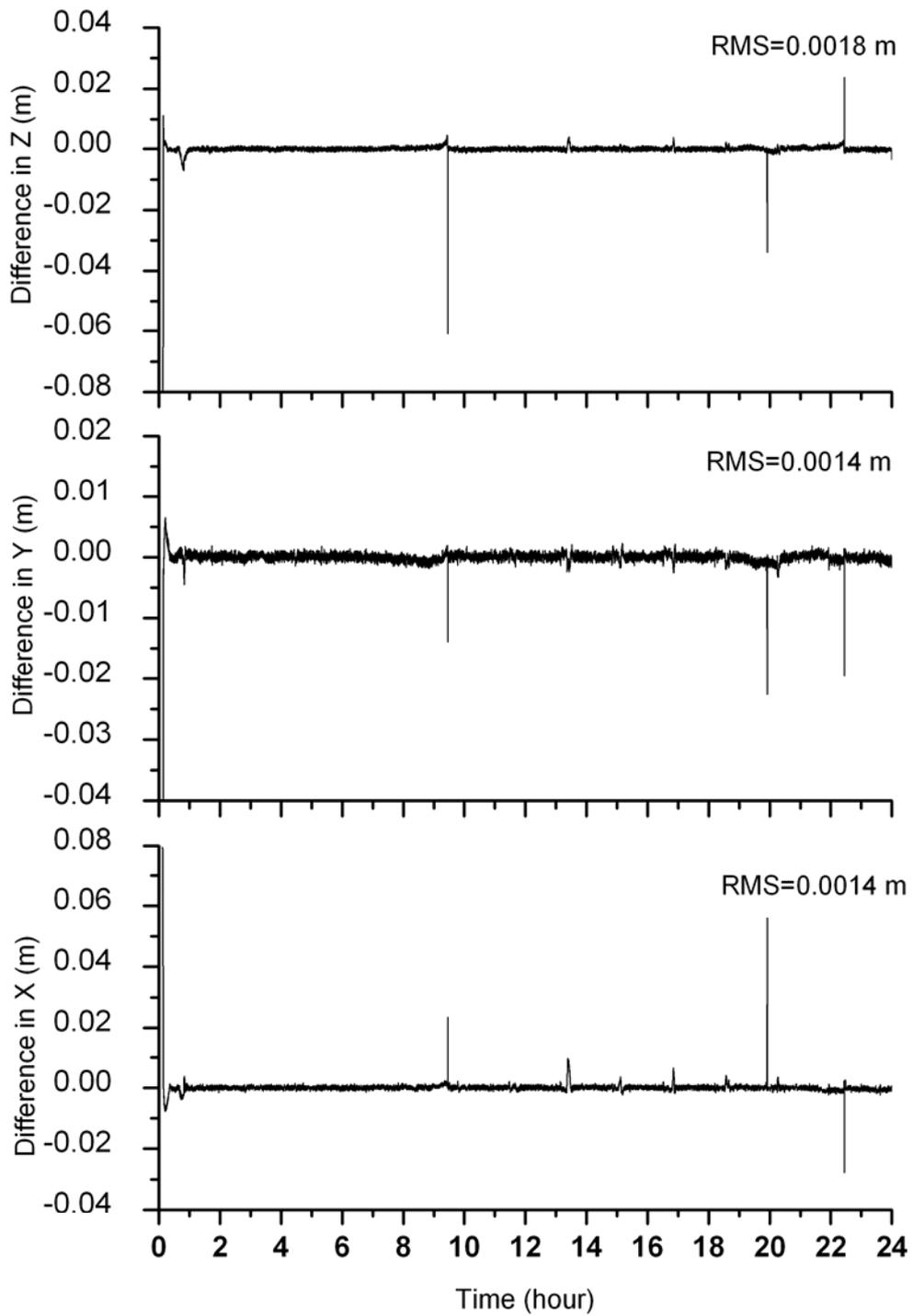


圖 4-4 2006 年第 216 天以 FM5 資料分別加入 X 軸一公分誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下之動態軌道差異量

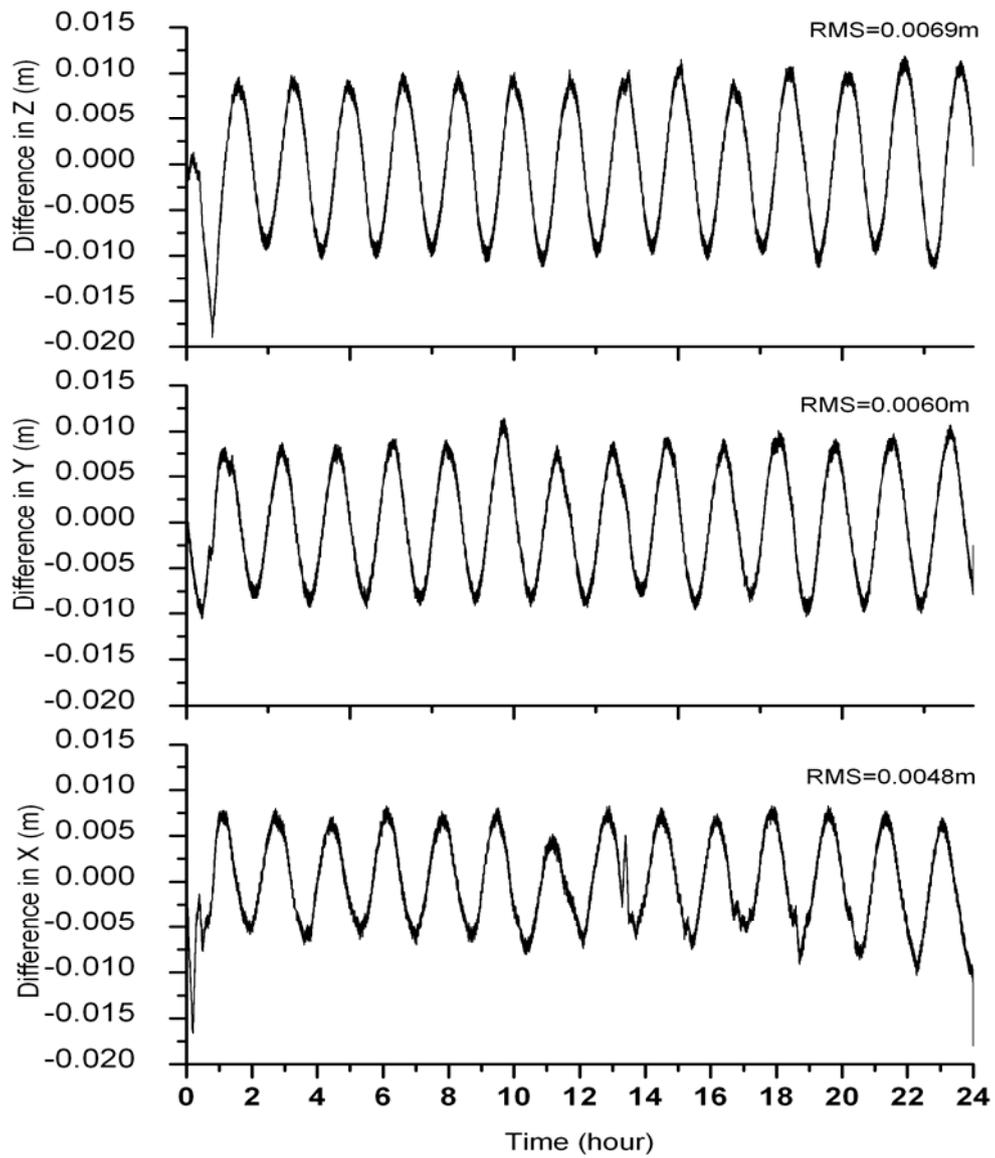


圖 4-5 2006 年第 216 天以 FM5 資料分別加入三維各一公分誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下之減動力軌道差異量

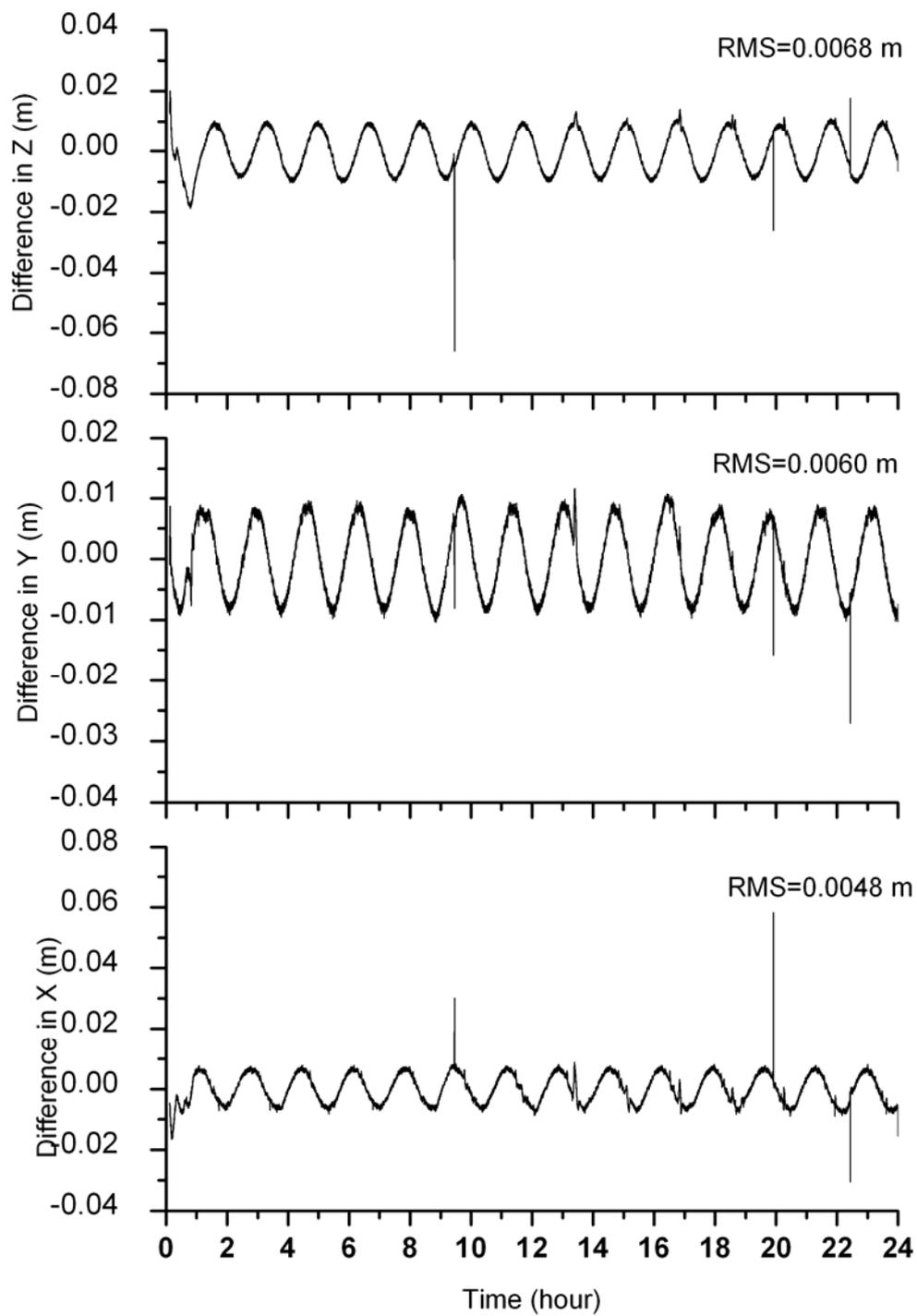


圖 4-6 2006 年第 216 天以 FM5 資料分別加入三維各一公分誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下之動態軌道差異量

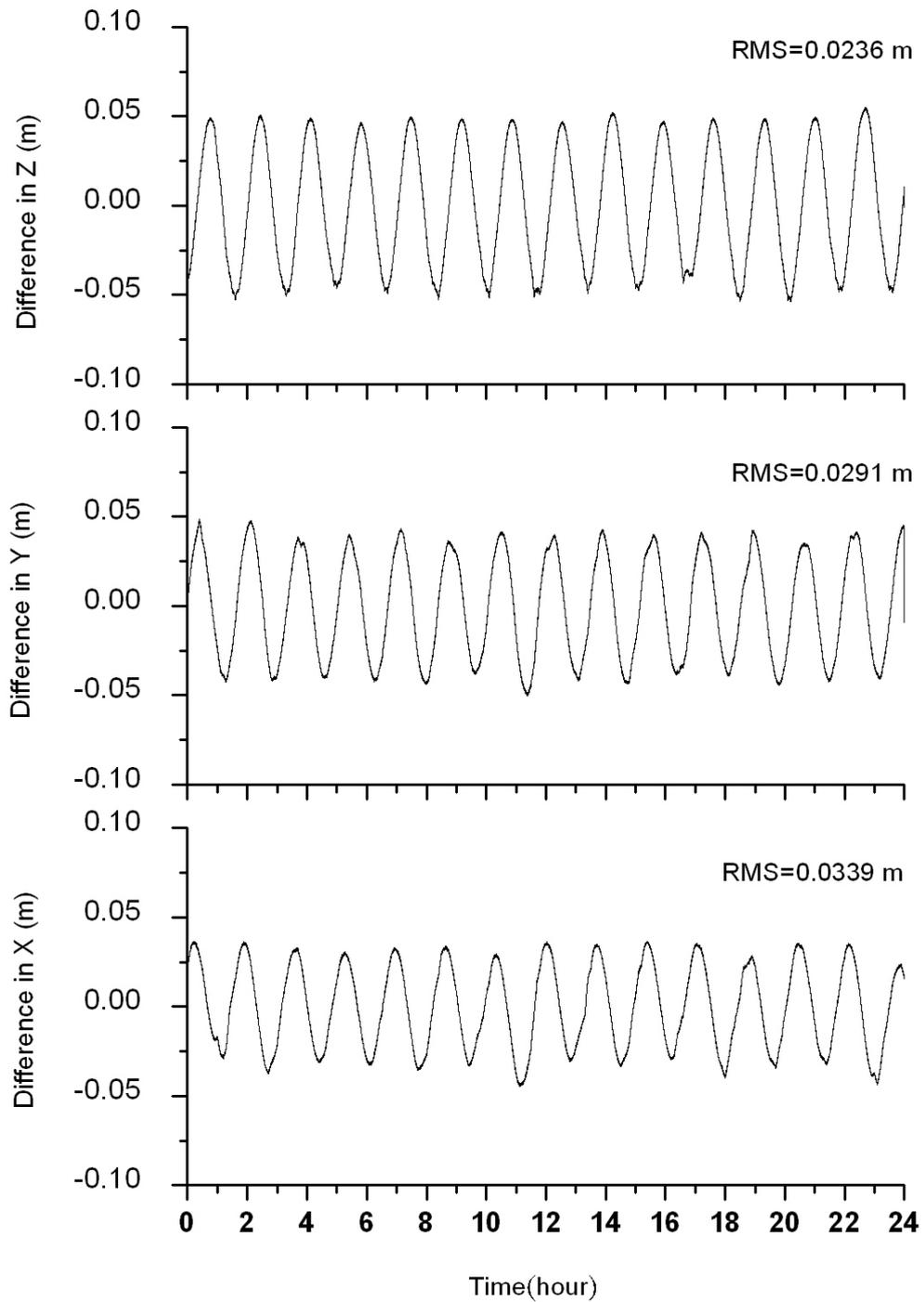


圖 4-7 2006 年第 216 天以 FM5 資料分別加入三維各五公分誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下之減動力軌道差異量

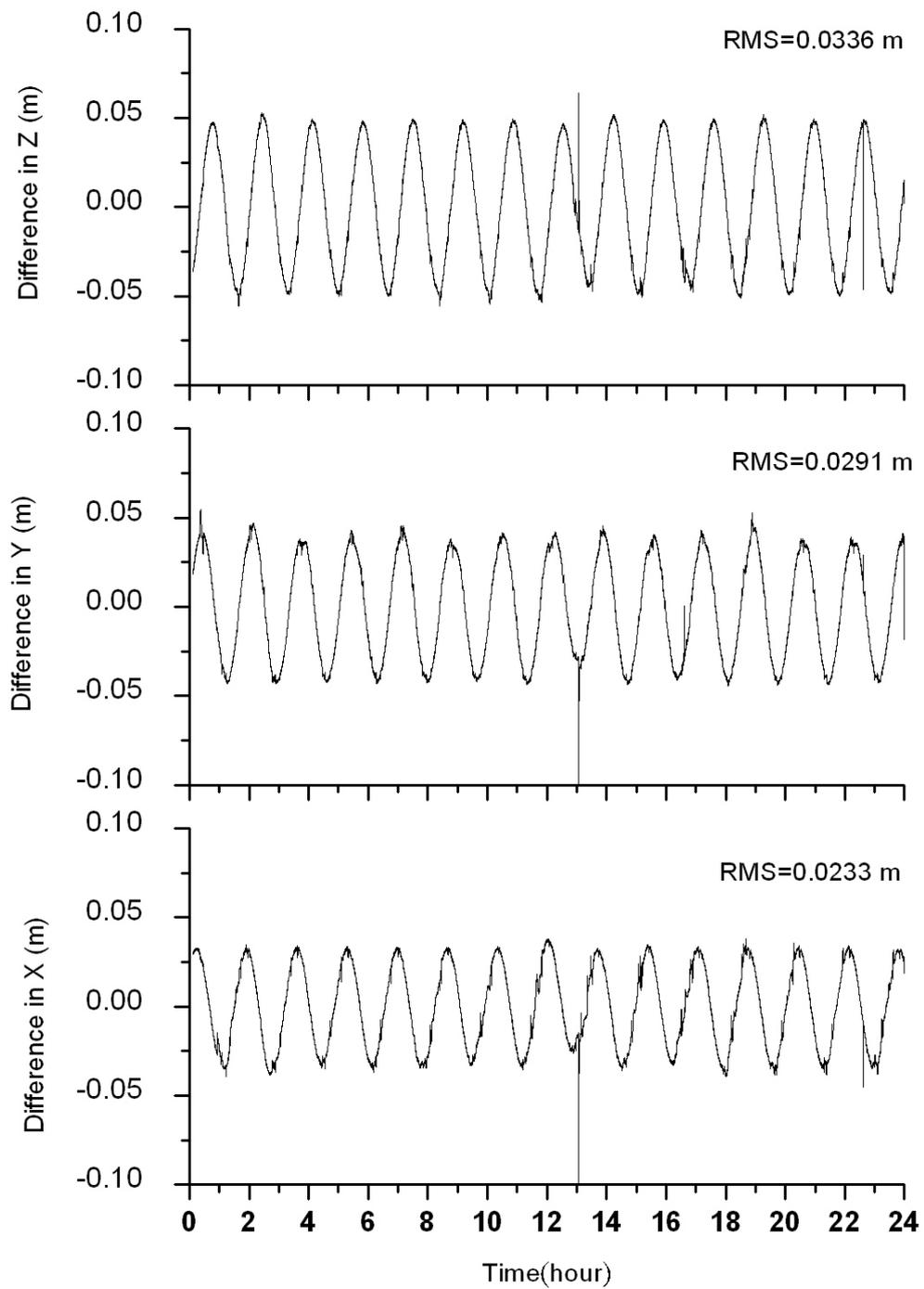


圖 4-8 2006 年第 216 天以 FM5 資料分別加入三維各五公分誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下之動態軌道差異量

表 4-8 2006 年第 216 天以 FM5 資料分別加入不同誤差量與正確質心位置之後所

得地固坐標下之減動力與動態軌道差異量(單位:cm)

Dynamic orbit	Δx	Δy	Δz	3D
1cm difference in x	0.18	0.20	0.26	0.37
1cm difference per xyz	0.48	0.60	0.69	1.03
5cm difference per xyz	3.39	2.91	2.36	5.05
Kinematic orbit	Δx	Δy	Δz	3D
1cm difference in x	0.0014	0.0014	0.18	0.27
1cm difference per xyz	0.0048	0.0060	0.68	1.03
5cm difference per xyz	0.0233	0.0291	3.36	5.02

表 4-9 2006 年第 216 天以 FM5 資料分別加入 Z 方向一公分與二公分誤差量與正

確質心位置之後所得地固坐標下之減動力與動態軌道差異量(單位:cm)

Dynamic orbit	Δx	Δy	Δz	3D
1cm difference in z	1.04	1.31	1.54	2.27
2cm difference in z	1.05	1.32	1.53	2.28
Kinematic orbit	Δx	Δy	Δz	3D
1cm difference in z	0.47	0.58	0.67	1.00
2cm difference in z	0.92	1.16	1.34	2.00

第五章 相位中心變異影響軌道精度之評估與探討

GPS 目前為衛星上最普遍安裝之酬載，除了基本的導航任務外，亦可提供姿態控制、精密定軌及掩星觀測等眾多科學研究使用，而 GPS 天線基本作用是把來自衛星信號的能量轉化為相應的電流量，並經過前置放大器送入射頻部分進行頻率變換，以便接收儀對信號進行跟蹤、處理和量測。GPS 天線接收到 GPS 衛星信號的位置稱為相位中心，吾人量得之所謂幾何距離即為 GPS 衛星到接收器相位中心此段距離，為使這段距離量測精確，天線相位中心必須精確定義，對於高精度 GPS 量測而言，相位中心變化是必須加以考慮並進行修正的，因此吾人將分析探討相位中心變異(PCV)對精密定軌的影響量。

5-1 天線相位中心變異



一般GPS天線會有一天線物理中心，亦可稱為天線參考中心(antenna reference point)，此物理中心點為固定的參考點，而實際接收GPS訊號的天線相位中心位置則通常不一致，同一天線接收L1與L2信號的相位中心亦是不相關的，僅有在偶然的情況下會有一致的情形發生，不同型天線間的相位中心亦不相同，而同型天線其相位中心則會趨於一致(Gurtner and Liu, 1995)，因此，可知實際上相位中心並非穩定的點，相位中心會隨著信號來源方向改變，但可定義出一天線平均相位中心(mean antenna phase center)，此位置與天線物理中心的差異即稱為相位中心偏移量(antenna phase center offset)，而接收訊號時之瞬間相位中心與平均相位中心之差異則為相位中心變異(PCV)，見圖5-1。

對於同一天線而言，天線相位中心之變化與信號來源方向之仰角及方位角有關，因此，GPS接收儀天線相位特性可分別以信號來源的仰角及方位角加以描述，理想的天線隨著仰角而改變的相位模式應是相當平緩的，甚至是不受影響；而隨著方位角而改變的相位模式則應盡可能與方位角成正比，然而，實際的天線相位特性並非如此(Imakiire et al., 1997)。

5-2 福衛三號天線相位中心變異量測

一般率定 GPS 天線相位中心變異的方法有兩種，其一是以實驗室法 (Anechoic chamber measurement) 量測相位中心誤差，其二是由實測 GPS 觀測法率定相位中心誤差。福衛三號於 2004 年 7 月 11-12 日於美國科羅拉多州 Boulder 市屬於 UNAVCO (University Navstar Consortium) 下的 Ball Aerospace & Technologies 公司進行實驗室法測試衛星天線相位偏移及相位中心變異，UNAVCO 是由國際上 80 多所大學及實驗室組成之協會，受美國國家科學基金會 (National Science Foundation, NSF) 與國家航空暨太空總署 (National Aeronautics and Space Administration, NASA) 資助。實用上，單獨知道相位中心並無法計算正確之距離，無太大意義；另外仍須再加一改正項，以方位角與高程角為函數，整個測量過程是以電波從各個角度向天線發射，並量測相位變化，再以平差法計算，使以方向相依之改正量最小，這個殘差將作為天線相位中心改正之用。

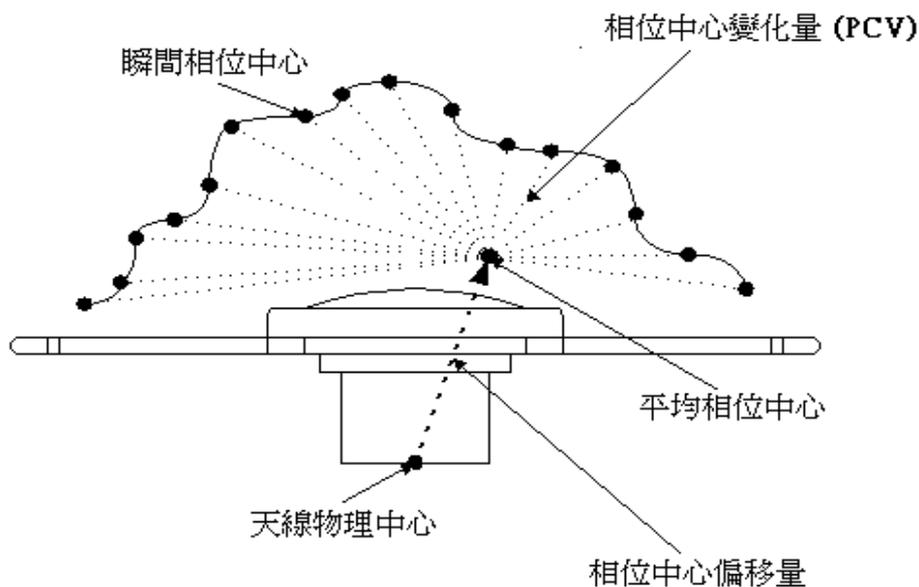


圖 5-1 天線物理中心、平均相位中心與瞬間相位中心之關係

在 UCAR anechoic chamber 測試中，是以一 COSMIC 衛星模型(mockup)去測定兩個 POD 天線的相位中心偏移和相位中心變異，見圖 5-2。L1 和 L2 相位中心是利用 L1 和 L2 頻率和八個不同的 solar array drive (SAD)角度所估計，正如預期地最大偏差量在天線的垂直方向，在此垂直是指天頂角為 0 度。圖 5-3 顯示 L3 的相位中心變異視為一個方位角和天頂角的零階 SAD 角度函數(Hwang et al., 2008)，從表 5-1 顯示 L3 最小的相位中心變異是在不同的 SAD 角度，而圖 5-3 顯示不同頻率(編號 1-5 為 L2 band，編號 6-10 為 L1 band)及不同 SAD 角度下估算之(a)X 軸(b)Y 軸(c)Z 軸相位中心變異。平均而言，天頂角小時，相位中心變異比較小。絕對值相位中心變異最大是發生在方位角為經度 140 度緯度-165 度和經度 290 度緯度-350 度，以及天頂角大於 80 度的地方。圖 5-4 顯示相位中心變異視為一個天頂角的函數 L1 和 L2 頻率(平均天頂角和 SAD 角度為 0 度)。相位中心變異因天頂角不同而異，而範圍從幾公釐到兩公分左右。一般而言，在天頂角大於 60 度的地方，L1 的相位中心變異比 L2 的相位中心變異大。

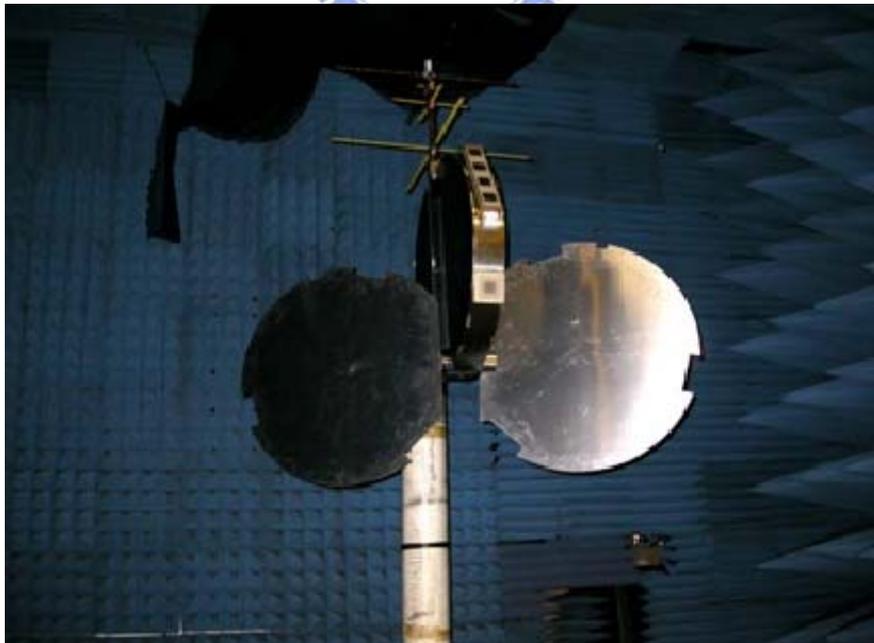
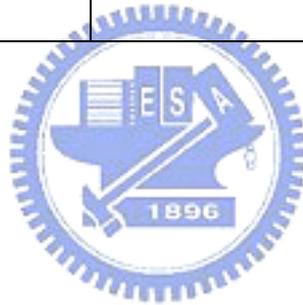


圖 5-2 以福衛三號衛星模型測定兩 POD 天線的相位中心偏移和相位中心變異

表 5-1 不同太陽能板轉角時，L3 頻率下相位中心變異最大值

SAD angle (deg)	Maximum PCV (cm)
0	6.37
45	6.24
90	4.91
135	6.90
180	5.29
225	12.06
270	5.70
315	6.93



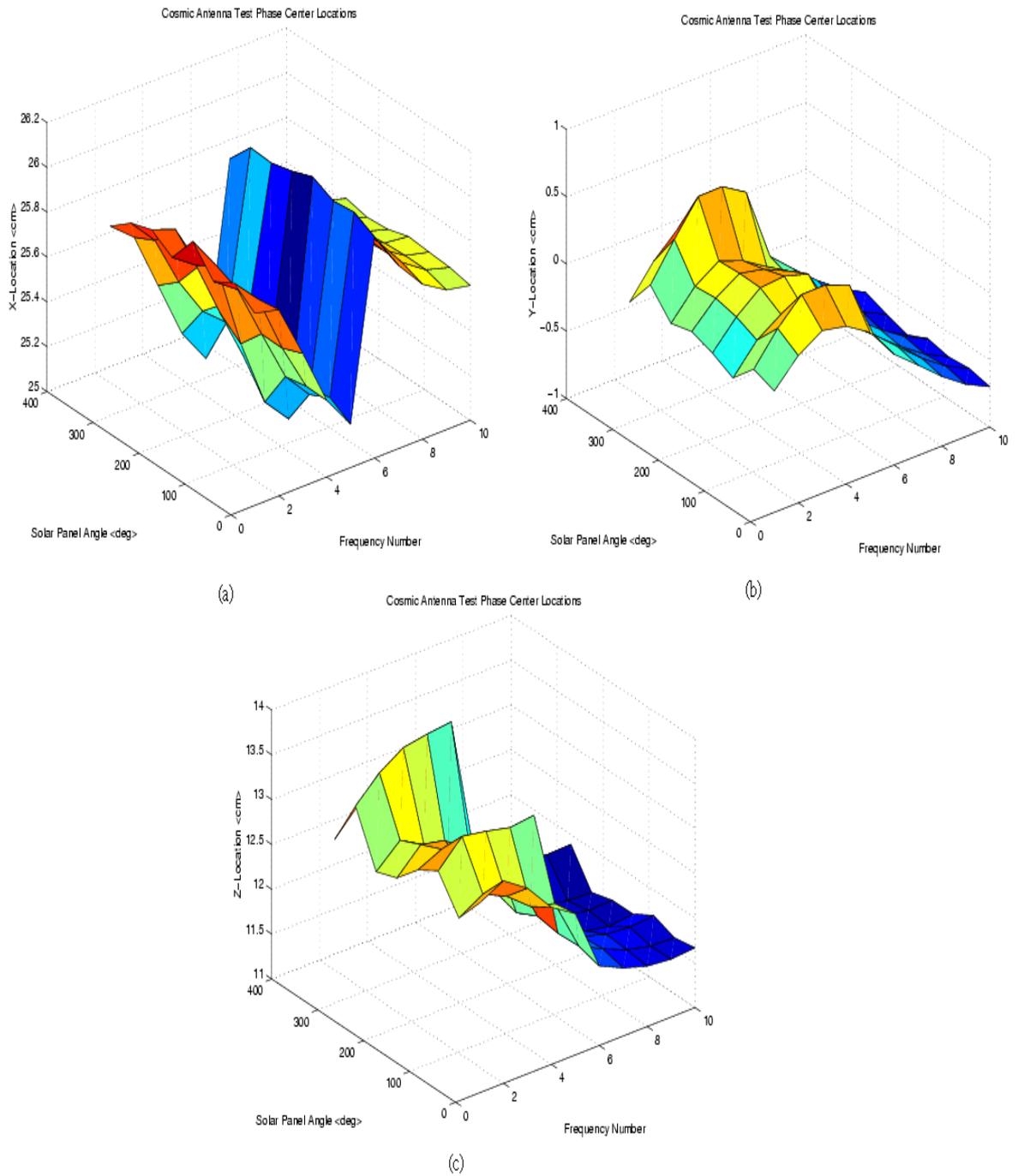


圖 5-3 不同頻率及不同 SAD 角度下估算之(a)X 軸(b)Y 軸(c)Z 軸相位中心變異，(編號 1-5 為 L2 band，編號 6-10 為 L1 band)

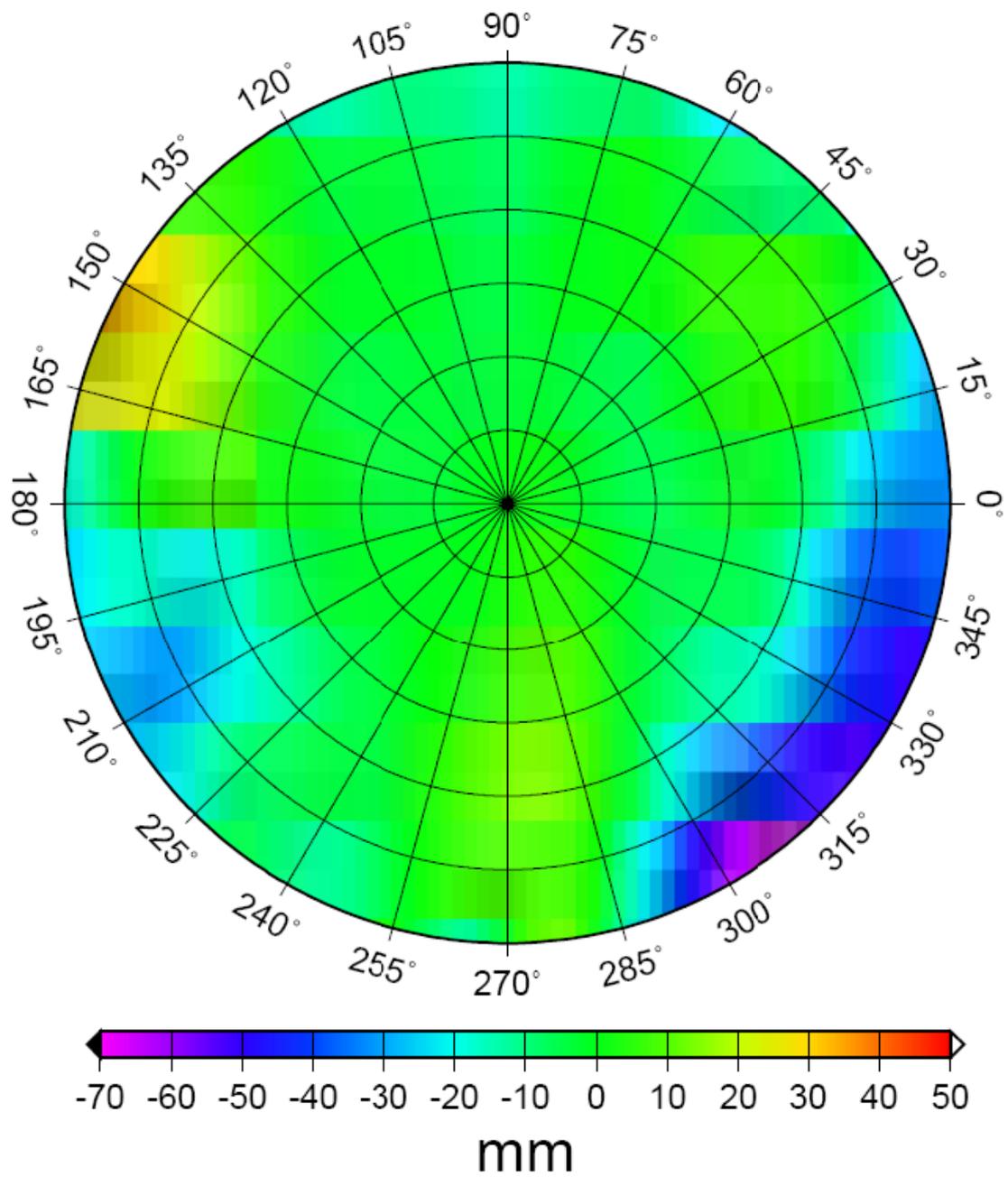


圖 5-4 L3 頻率下的相位中心變異為一方位角和天頂角的函數(中心點為天頂角 0° ，邊緣為天頂角 90°)

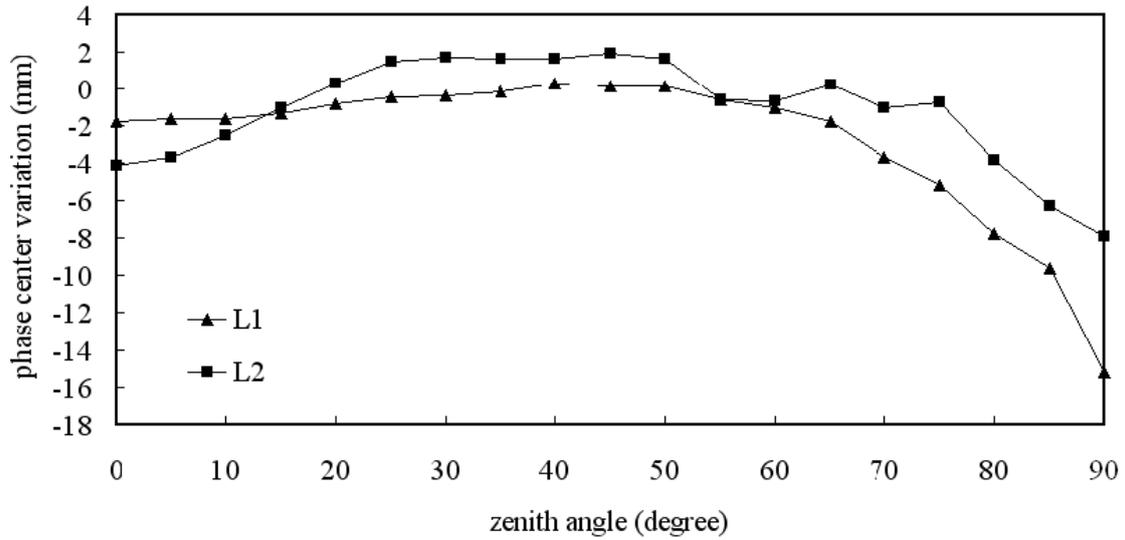


圖 5- 5 Anechoic chamber 測試下 POD 天線之 L1 和 L2 頻率的平均相位中心變異

5.3 相位中心變異對定軌的影響

由圖5-5，Bernese軟體中使用下列方程式來進行天線相位中心變異的改正
(Bernese user manual, 2007) :

$$\Delta\phi(\alpha,z)=\Delta\phi'(\alpha,z)+\Delta\mathbf{r}\cdot\mathbf{e} \quad (5-1)$$

其中

$\Delta\phi(\alpha,z)$: 相位中心於方位角及天頂角方向之全部改正量

α,z : 衛星視線(line of sight)之方位角及天頂角

$\Delta\mathbf{r}$: 天線物理中心及平均相位中心之偏移量向量

\mathbf{e} : 接收器天線到衛星方向之單位向量

$\Delta\phi'(\alpha,z)$: PCV改正函數

$\Delta\mathbf{r}$ 向量為唯一嚴格定義於

$$\int_{\alpha=0}^{2\pi} \int_{z=0}^{z_{\max}} \Delta\phi(\alpha,z) \sin z dz d\alpha = \min. \quad (5-2)$$

每種天線物理中心都已被 RINEX 和 IGS standard 所定義。

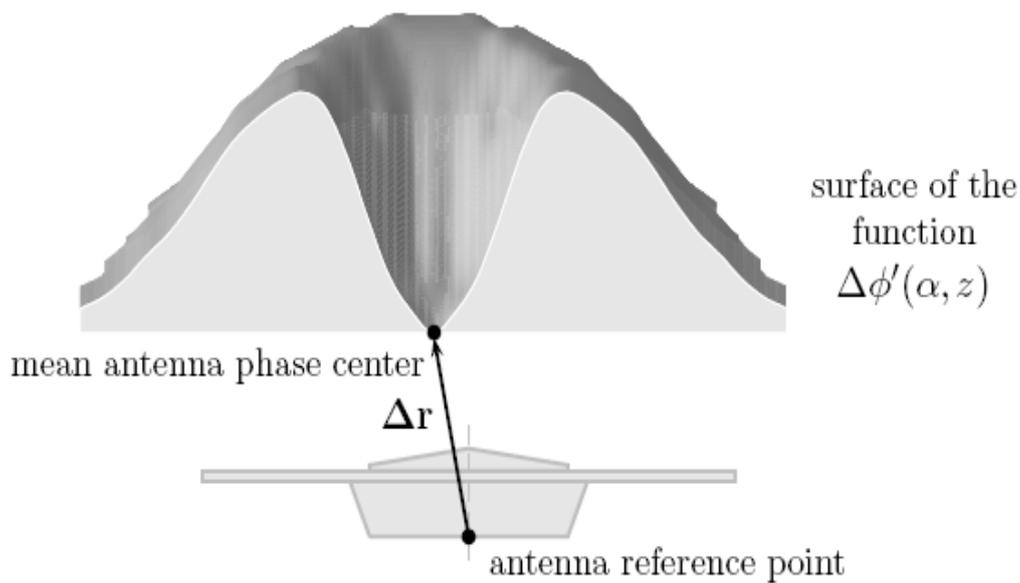


圖 5-6 Bernese 軟體使用之天頂角、方位角獨立之相位中心變異模式

(Bernese user manual, 2007)

Bernese 軟體中，衛星天線資訊主要存在於兩個檔案，一個為衛星資訊檔 (satellite information file) 以及相位中心行為檔，相位中心行為檔案一般都放置於 BERN50\GPS\GEN 下，此檔案可由 Bern 大學之 ftp 站下載，檔名為 PHAS_IGS.REL，可依照 Bernese 手冊中之建議依需求修改。

表5-2為使用FM5在2006年的214天至220天的GPS資料在有無使用相位中心變異資料的五小時重疊軌道(overlapping orbit) RMS值，可以看出動態軌道於RTN方向提高了約2~4公厘，在radial方向改善最大，減動力軌道改善比較小，大概為1公厘左右，有可能是解算減動力軌道時加入的虛擬隨機參數吸收掉相位中心變異的影響量，導致相位中心變異效應較動態軌道不敏感，但已可顯示從消音室實驗產生的相位中心變異資料中，確實有效改善動力和動態軌道的精度，而且對於福衛三號軌道的估算是很有幫助的。

吾人亦使用此時間段之FM5資料加入及不加入相位中心變異資料進行解算一個星期的減動力及動態軌道，在此不加入FM5姿態角資料，減動力與動態軌

道 3D 差異量成果見圖 5-6 及圖 5-7，3D RMS 值分別為 0.82cm 與 1.89cm，在此可得到與重疊軌道試驗的結果一致，減動力軌道差異較動態軌道為小。

表 5-2 FM5 在 2006 年的 214 天至 220 天有無使用相位中心變異資料的五小時重疊軌道 RMS 值(RTN 方向)

PCV	Kinematic orbit (cm)	Dynamic orbit (cm)
Included	2.37/3.00/2.17	2.39/1.96/1.05
Not included	2.80/3.23/2.40	2.43/2.02/1.12

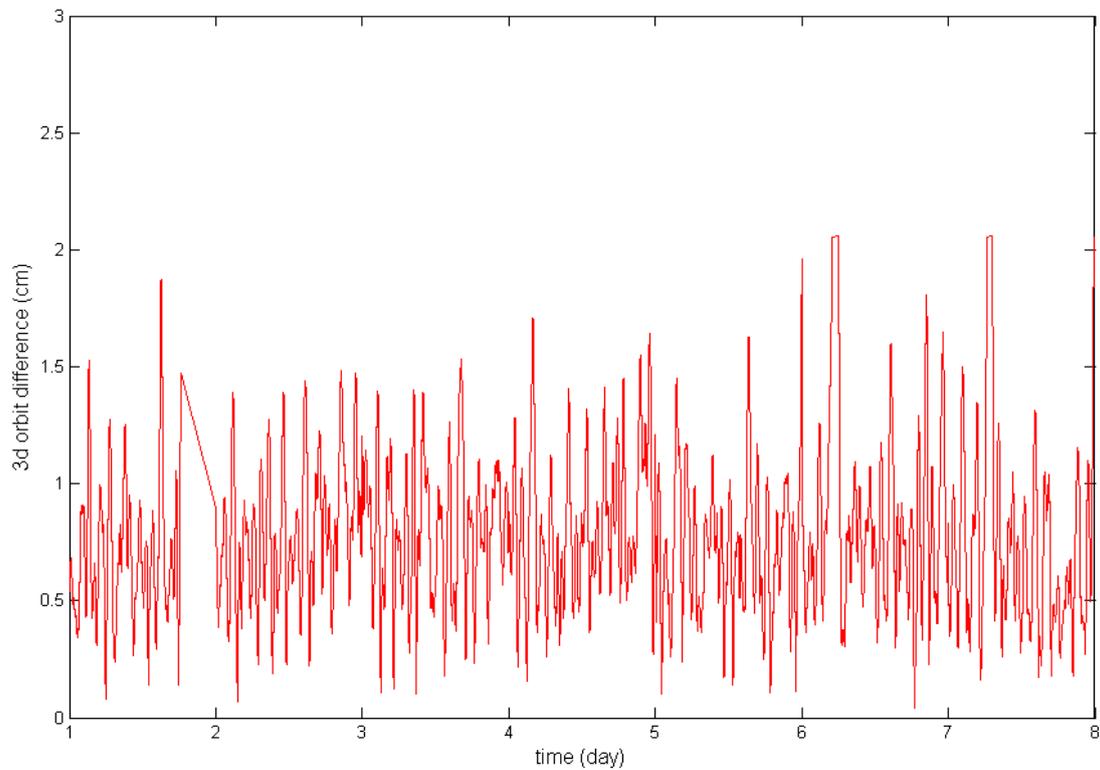


圖 5-7 FM5 加入和無加入相位中心變異的減動力軌道 3D 差異量(模式姿態角資料)
(2006 年 DOY214~220)

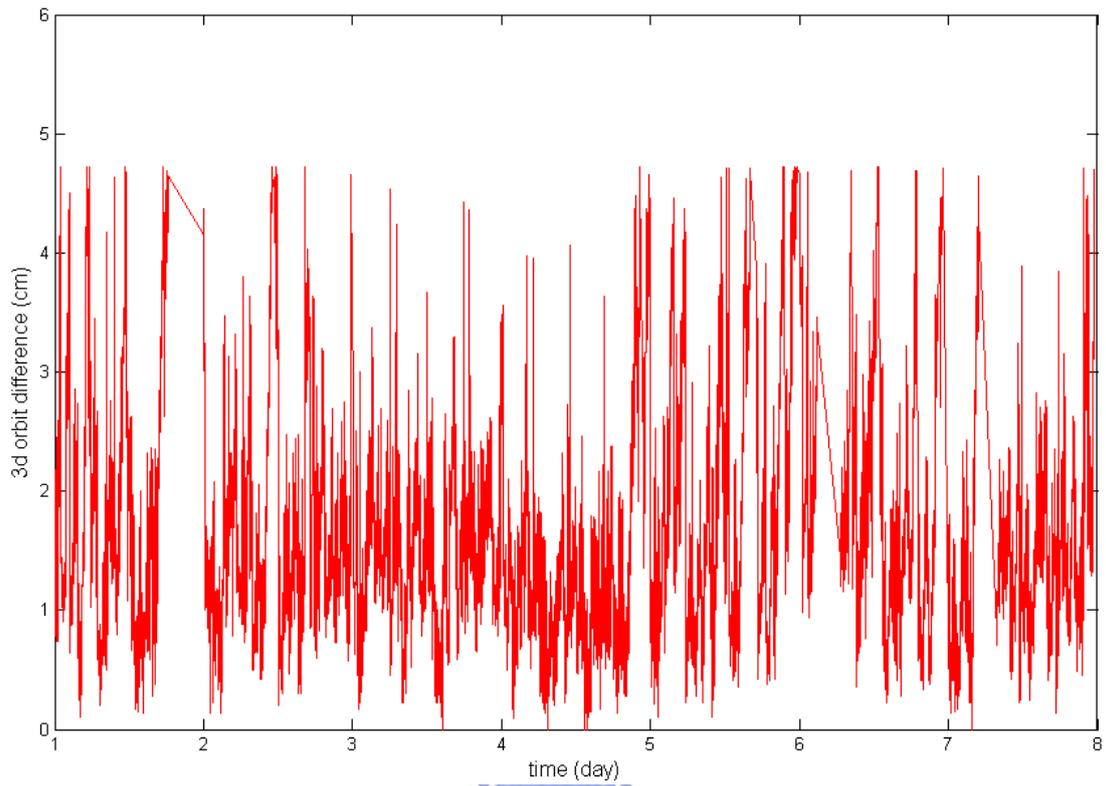


圖 5-8 FM5 加入和無加入相位中心變異的動態軌道 3D 差異量(模式姿態角資料)
(2006 年 DOY214~220)



第六章 福衛三號軌道綜合探討

由前述三章可以得知，計算衛星軌道時，姿態角資料、質心變異與相位中心變異量會影響衛星定軌成果，且以 GPS 觀測資料組成零次差模式進行精密定軌時，此三影響量須同時加以考慮。福衛三號發射迄今已運行兩年三個月，且福衛三號部分衛星有長達一年以上在暫駐軌道運行後上升至最終軌道，此上升過程必須經由噴射及姿態調整方能維持衛星穩定運作，因此，吾人設計一綜合試驗以了解姿態角資料、質心變異與相位中心變異三個影響量總和會對福衛三號於不同運行時間段對於定軌精度將會產生多大的影響。

吾人首先使用福衛三號 FM5 衛星分別於 2006 年第 214 天到 220 天、2007 年第 214 天到 220 天及 2008 年第 137 天到 141 天進行解算，選擇的原因是此衛星一開始即上升至位處於 800 公里之最終軌道，因此，於此三時間段運行軌道高度不變，且由 NSPO 提供之福衛三號星系噴射資料得知此時間段並無燃料噴射及多餘姿態操控。

由於目前交大團隊發表的福衛三號定軌成果為加入姿態角和相位中心變異資料及正確質心位置之減動力及動態軌道，因此，吾人計算一不輸入姿態角和相位中心變異資料且包含了 z 方向的 1 公分質心變異之變異減動力及動態軌道，圖 6-1、圖 6-2 及圖 6-3 顯示為 FM5 正確及變異減動力軌道差異量，圖 6-4、圖 6-5 及圖 6-6 顯示為 FM5 正確及變異動態軌道差異量，統計值見表 6-1 及表 6-2，在此，吾人將超過 15 公分之誤差量視為粗差予以剔除，減動力及動態軌道差異量 3D RMS 分別為 2006 年 6.80 與 5.21 公分、2007 年 5.96 與 4.88 公分及 2008 年 5.40 與 4.37 公分，減動力軌道的差異量較動態軌道為大，且 2008 年的軌道差異量最小，2007 年成果次之，但與 2006 年成果相較相差不大。綜合前面三章成果可知，造成減動力軌道與動態軌道差異量最大的影響量為姿態角資料的有無，相較之下其他兩影響量皆較小，由於缺乏其他觀測量進行外部精度評估，但仍可由此測試數據推論福衛三號的姿態控制有所提升。

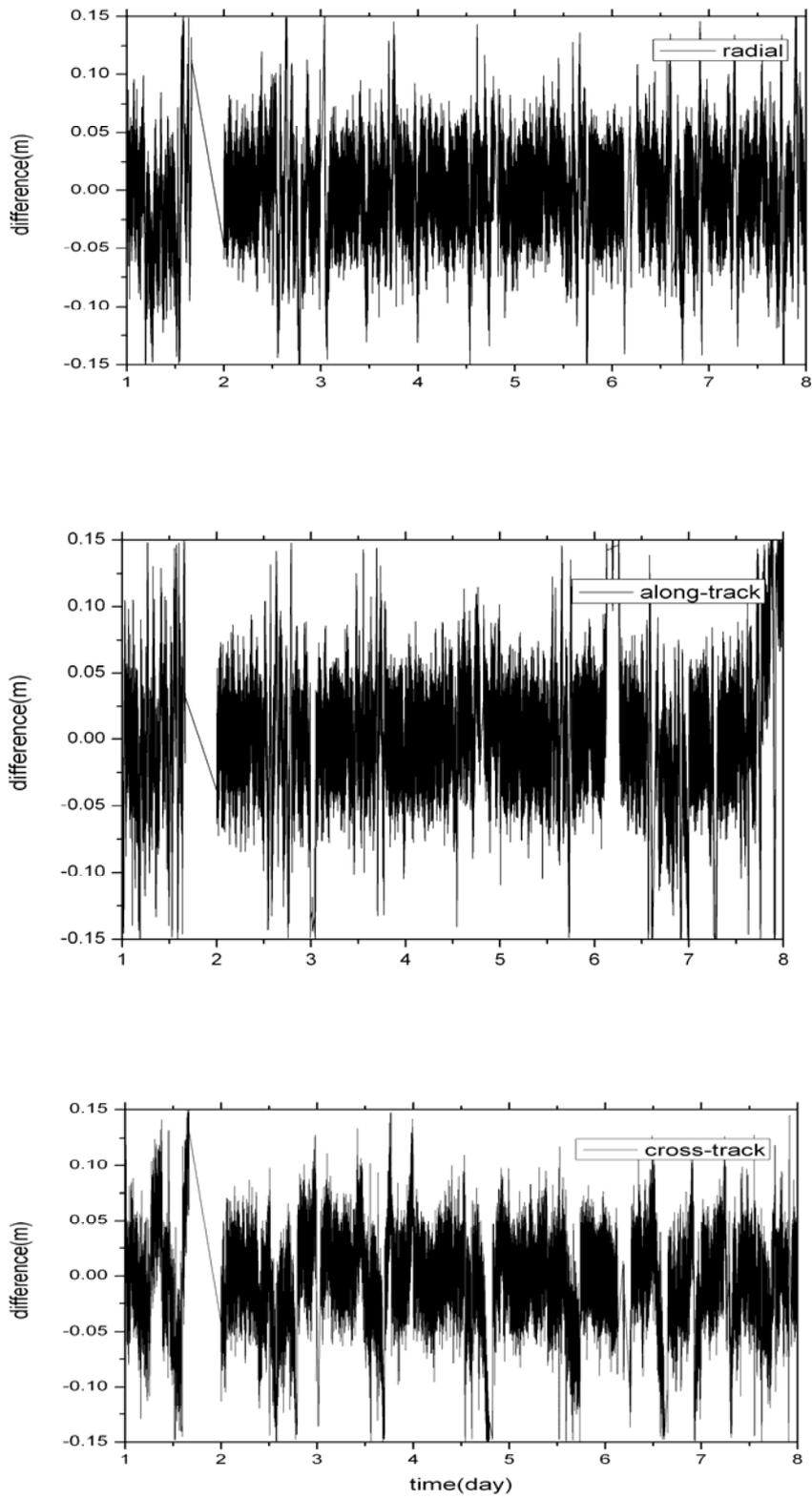


圖 6-1 FM5 衛星於 2006 年第 214-220 天正確及變異減動力軌道差異量

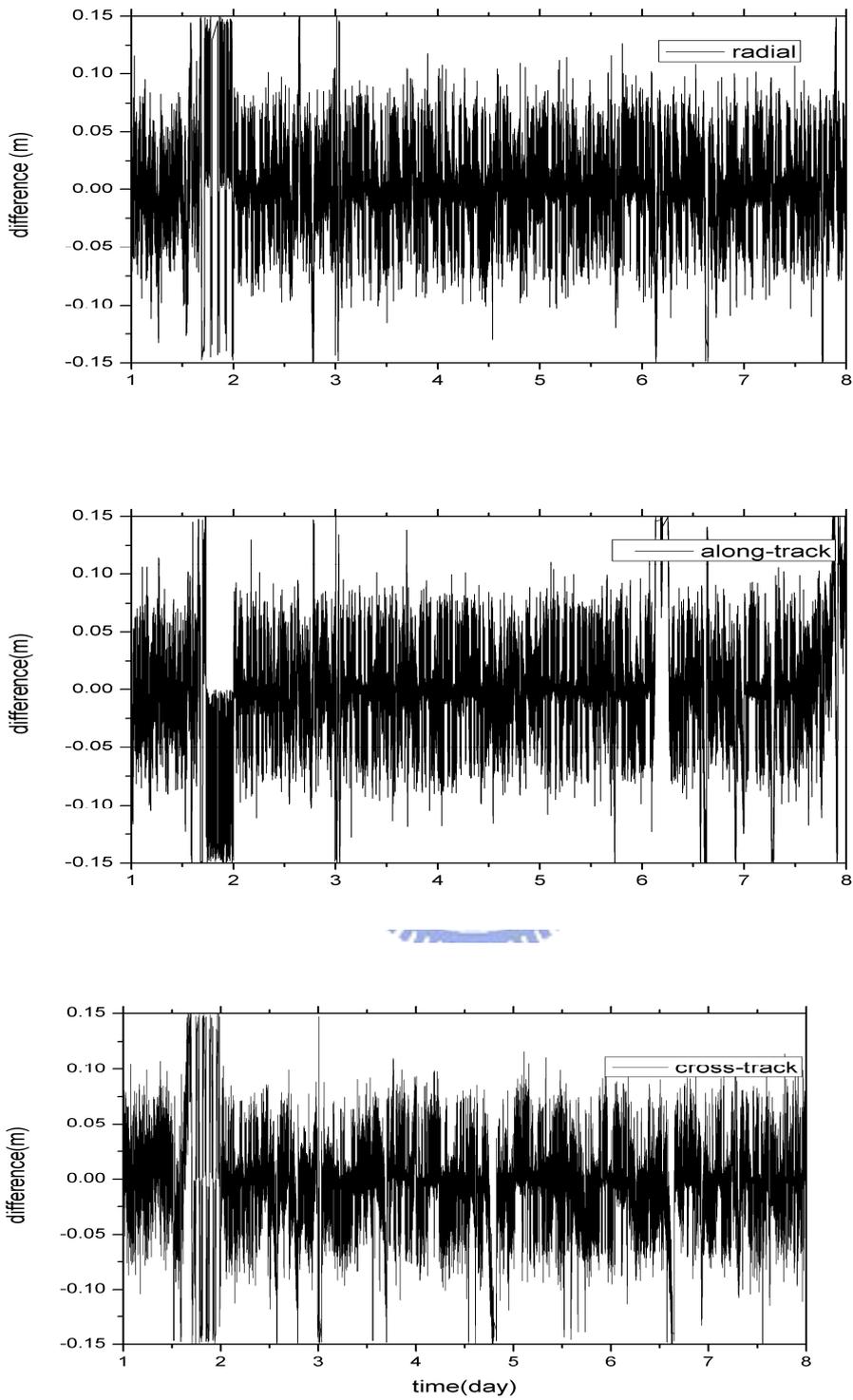


圖 6-2 FM5 衛星於 2007 年第 214-220 天正確及變異減動力軌道差異量

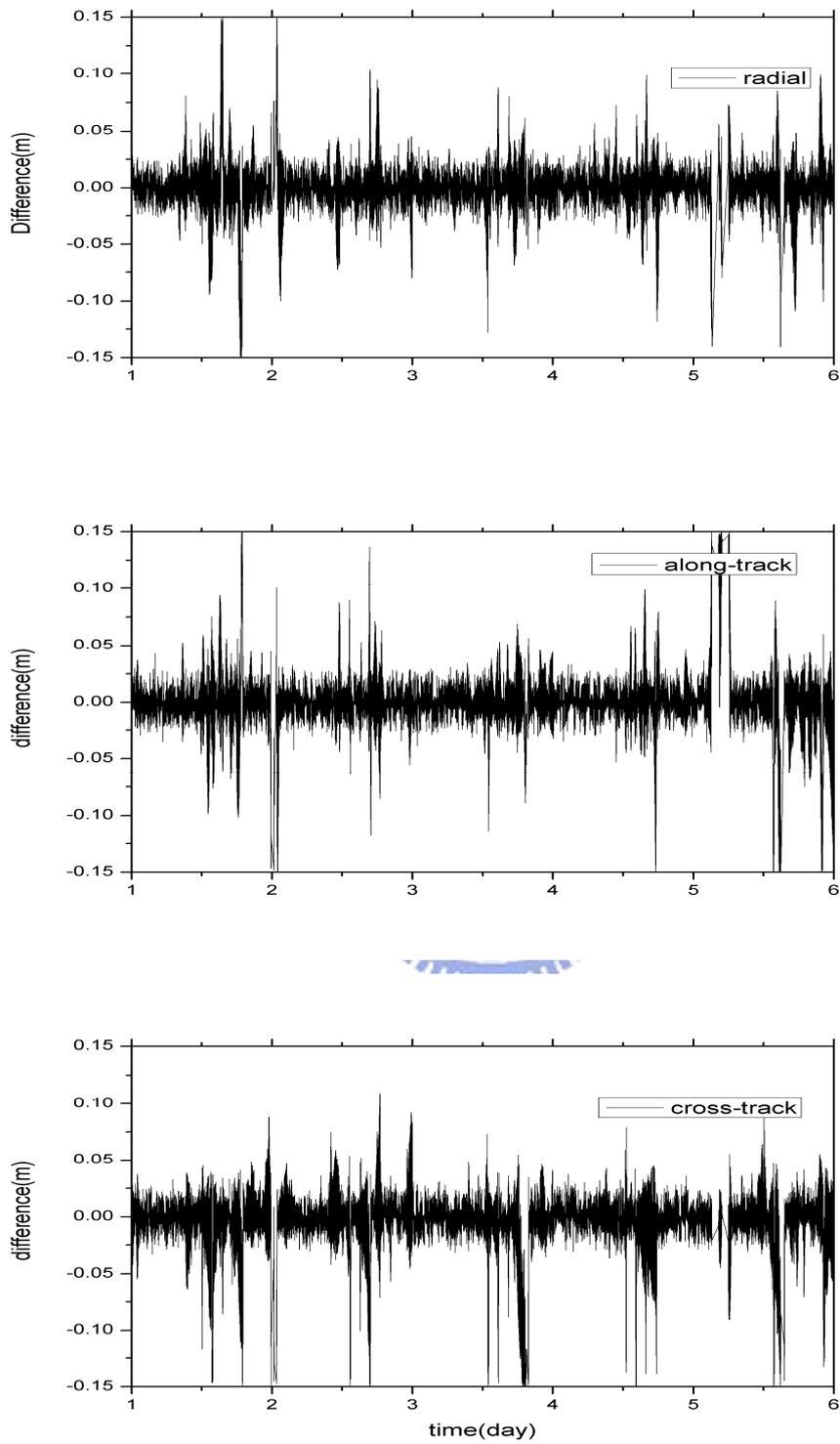


圖 6-3 FM5 衛星於 2008 年第 137-141 天正確及變異減動力軌道差異量

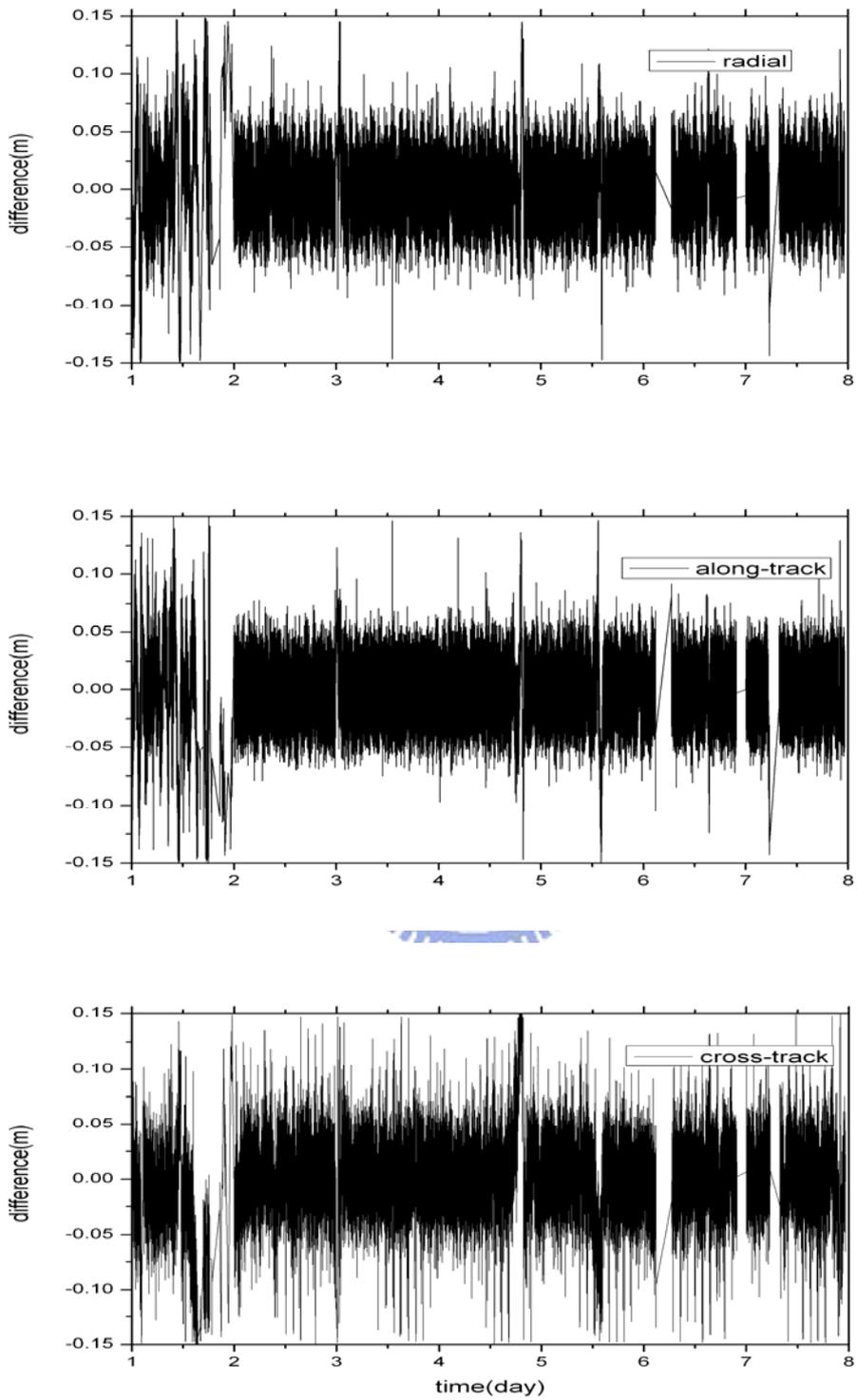


圖 6-4 FM5 衛星於 2006 年第 214-220 天正確及變異動態軌道差異量

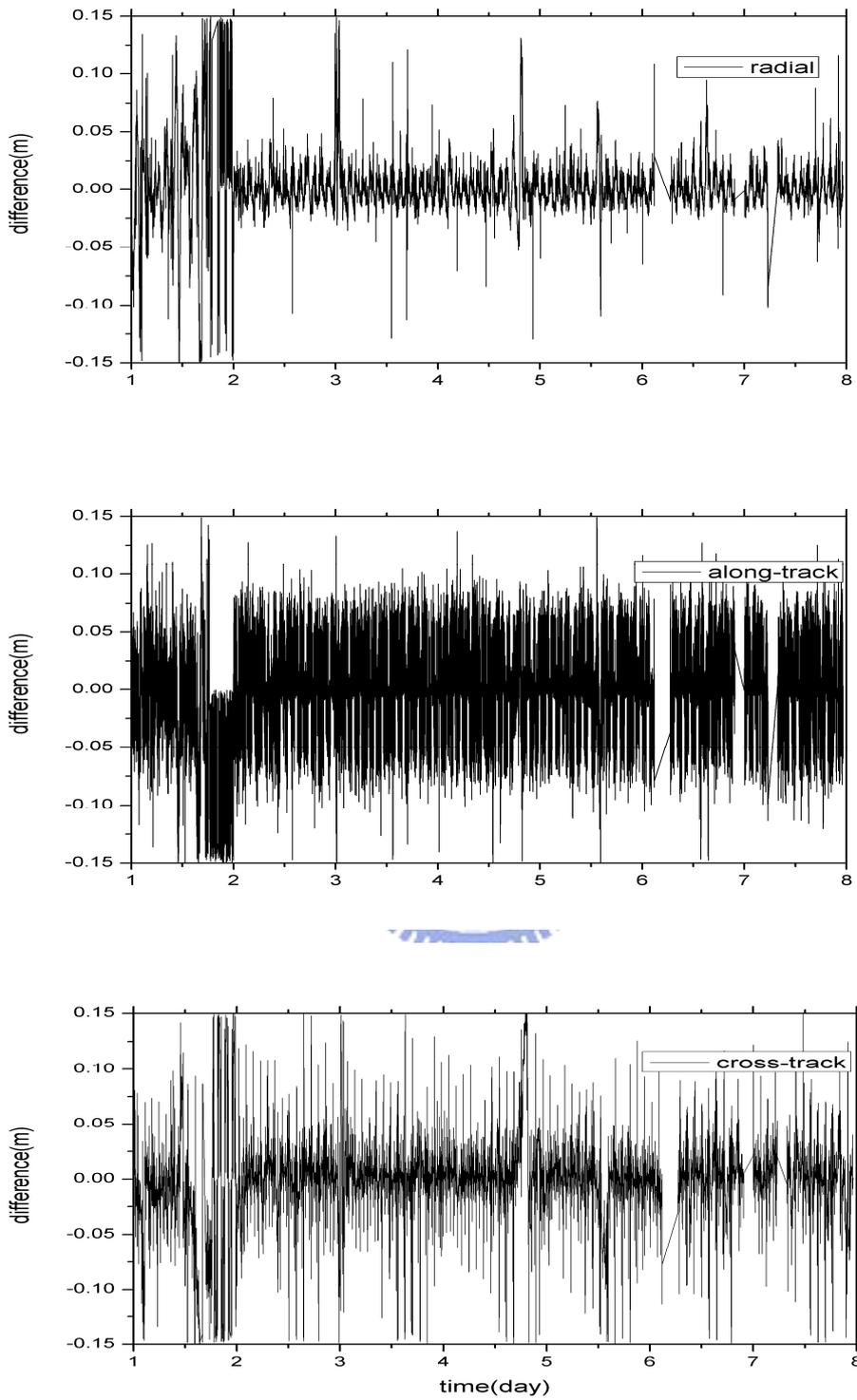


圖 6-5 FM5 衛星於 2007 年第 214-220 天正確及變異動態軌道差異量

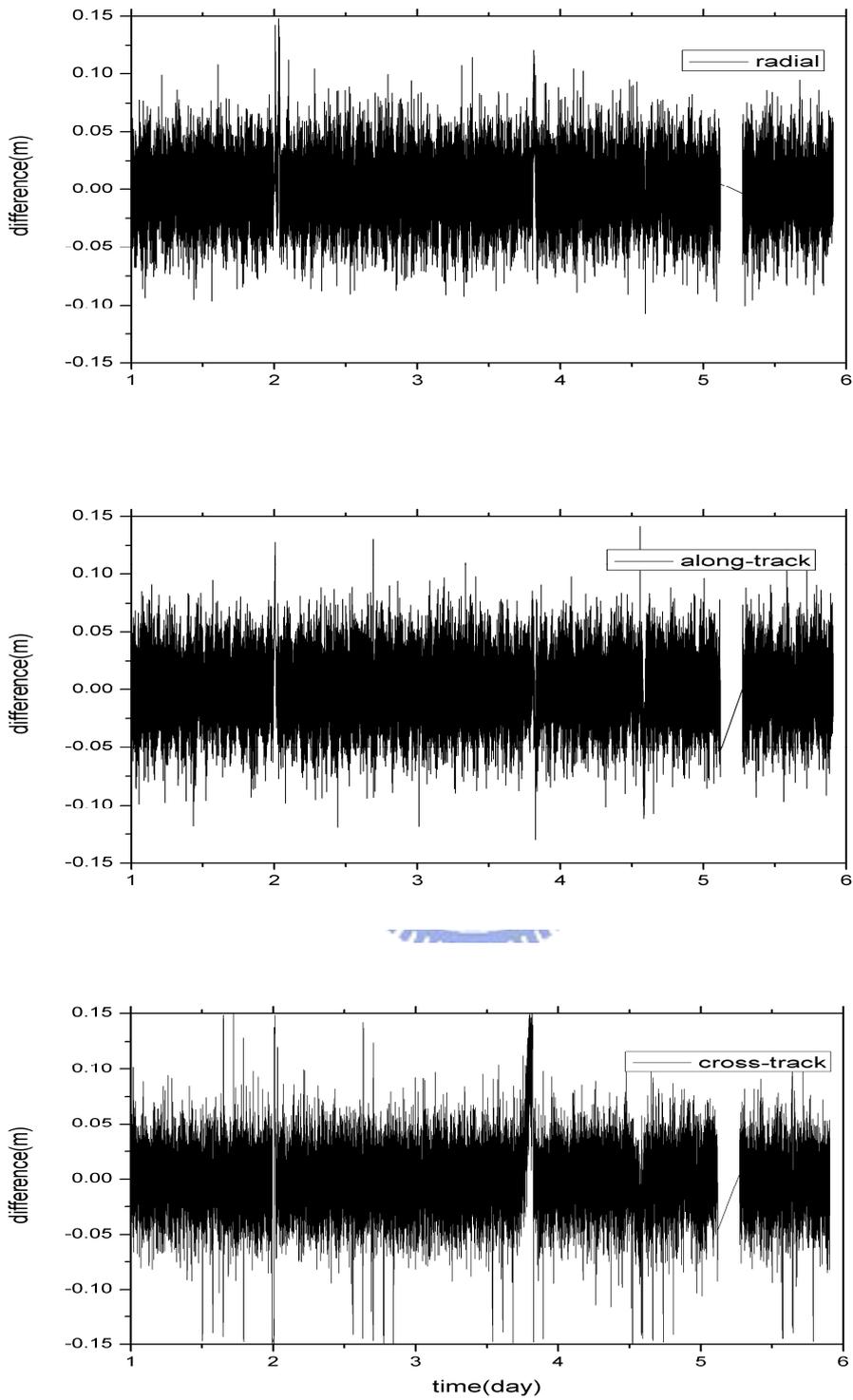


圖 6-6 FM5 衛星於 2008 年第 137-141 天正確及變異減動力軌道差異量

表 6-1 FM5 軌道剔除粗差後之正確與變異減動力軌道於 RTN 方向差異量 RMS

(unit : cm)

	2006	2007	2008
Radial	3.76	3.29	3.10
Along-track	4.07	3.62	3.20
Cross-track	3.95	3.41	3.05
3D RMS	6.80	5.96	5.40

表 6-2 FM5 軌道剔除粗差後之正確與變異動態軌道於 RTN 方向差異量 RMS

(unit : cm)

	2006	2007	2008
Radial	2.87	2.37	1.92
Along-track	2.68	3.02	2.87
Cross-track	3.43	3.02	2.69
3D RMS	5.21	4.88	4.37

吾人亦測試其他福衛三號衛星，由於 FM3 衛星於 2007 年測試時間段姿態資料極少，2008 年已經無資料，因此，吾人將 FM3 衛星排除於此測試，表 6-3、表 6-4 及表 6-5 分別表示 FM1、FM2、FM4 及 FM6 於三個測試時間段剔除粗差後之正確與變異軌道於 RTN 方向之平均差異量 RMS。與 FM5 相比，由於 2006 年此四顆衛星皆位於暫駐軌道高度，因此，受到大氣阻力較大，因此，成果較 FM5 精度為差，2007 年時間段除 FM1 外皆已上升至 800 公里，所得軌道差異量 RMS 值量級與 FM5 相同，2008 年 FM1 亦上升至 800 公里，因此，每顆衛星此時 3D RMS 值約為 4~5cm 左右，由此數據亦可推論福衛三號會隨衛星高度而使姿態控制有所改善。

表 6-3 各衛星軌道於 2006 年第 214 天至 220 天剔除粗差後之正確與變異軌道於

RTN 方向平均差異量 RMS

	Dynamic difference (cm) (radial/along-track/cross-track)	Kinematic difference (cm) (radial/along-track/cross-track)
FM1	5.27/6.75/7.23	4.99/6.44/6.50
FM2	4.62/5.34/6.45	3.85/4.84/5.49
FM4	5.06/5.29/4.61	4.89/4.55/5.25
FM6	4.21/4.39/4.72	3.66/4.26/4.48

表 6-4 各衛星軌道於 2007 年第 214 天至 220 天剔除粗差後之正確與變異軌道於

RTN 方向平均差異量 RMS

	Dynamic difference (cm) (radial/along-track/cross-track)	Kinematic difference (cm) (radial/along-track/cross-track)
FM1	4.87/5.98/7.01	4.47/5.54/5.82
FM2	3.89/3.59/3.92	2.50/3.21/3.01
FM4	3.36/3.85/3.12	2.78/3.12/3.07
FM6	3.03/3.09/3.33	2.57/2.72/3.11

表 6-5 各衛星軌道於 2008 年第 137 天至 141 天剔除粗差後之正確與變異軌道於

RTN 方向平均差異量 RMS

	Dynamic difference (cm) (radial/along-track/cross-track)	Kinematic difference (cm) (radial/along-track/cross-track)
FM1	3.32/3.50/3.64	2.97/2.54/2.82
FM2	3.60/3.60/3.20	2.22/3.08/2.76
FM4	3.98/3.42/3.86	2.25/3.05/2.86
FM6	3.87/3.79/3.47	2.23/2.51/3.00



第七章 結論與建議

綜合前面的數值測試及所提到影響定軌精度的影響量分析，可歸納出下列幾點結論與建議：

一、GRACE-A 及 GRACE-B 在地固坐標系統下使用模式姿態角與觀測姿態角資料之減動力軌道差異量 3D RMS 值分別為 0.0402 m 及 0.0399 m，動態軌道差異量 3D RMS 值分別為 0.3647 m 及 0.0700 m，GRACE-A 之 3D RMS 較大的原因為某些時刻差異量過大，若拿掉超過一公尺以上之粗差，3D RMS 為 0.1584 m，除去邊界效應外可發現，X 及 Y 方向差異量較為平滑，而 Z 方向差異量變化較大。

二、姿態角門檻設定值分別為 0° 、 -10° 、 -180° 和模式姿態角四組試驗所得到的彼此軌道差異量 3D RMS 值皆為 0，因此，吾人可知 Bernese 軟體中若姿態角設定值為 0° 以下或是使用模式姿態角，所得到的精密定軌軌道相同。使用模式姿態角與設定值為 10° 的 3D 軌道差異量 RMS 值為 2.15 公分，目前計算出 COSMIC 的精密定軌成果內部精度為 5 公分左右，因此，姿態角對於軌道的精度有相當大的影響。

三、模式姿態角與設定值為 100° 的軌道差異量 3D RMS 值為 7.10 cm，模式姿態角與設定值為 180° 的軌道差異量 3D RMS 值為 7.11cm。從姿態角資料中，我們也可以看出姿態角角度變化幾乎沒有超過 100° ，因此所得到的軌道結果和設定值為 100° 非常近似，不同的姿態控制門檻值會產生不同的軌道差異量，且會隨著姿態變化角度越大，產生的軌道差異量相對而言也較大。

四、當福衛三號姿態角觀測量跳動劇烈的時段，所解出的軌道差異量越大，差異量甚至超過 50 公分以上，動態軌道 3D RMS 約為 3cm，減動力軌道成果約為 10cm 左右，差異量成果與前節 GRACE 成果接近，且使用模式姿態角與觀測姿態角資料對動態軌道解算影響量較減動力軌道為小，吾人可以判定姿態角資料對於軌道的影響量至少為公分量級，若觀測品質不佳或是演算模式差異更可能使軌道差異量達到 10cm 量級左右。

五、以 GRACE 資料加入質心變異誤差量與正確質心位置之後所得地固坐標下之減動力與動態軌道差異量統計值，在使用模式姿態角資料下，解算軌道後，減動力軌道之 3D 差異量會較加入的誤差量略小，由於減動力軌道計算時採用虛擬隨機參數吸收定軌誤差量，因此有部分加入之質心誤差量會被吸收，但大致上差異不大，而由動態軌道成果中可看出加入的質心變異量幾乎是可由解算後與原始軌道的差異量完全反映出來，整體而言，質心不準確之差異量會確實反映於定軌成果上。



六、吾人分別對質心三維坐標加入誤差量與正確質心位置所得之福衛三號 FM5 於地固坐標下之減動力與動態軌道差異量，此質心誤差異量會導致兩者軌道差明顯有 1 cpr 效應存在，5cm 誤差量所得到的三維 RMS 值約為 1cm 誤差量的五倍，成果皆反映出加入多少誤差量後可以得到同樣的差異量，與 GRACE 類似。

七、FM5 在 2006 年的 214 天至 220 天的 GPS 資料在有無使用相位中心變異資料的五小時重疊軌道 RMS 值，可以看出動態軌道於 RTN 方向提高了約 2~4 公厘，在 radial 方向改善最大，減動力軌道改善比較小，大概為 1 公厘左右，有可能是解算減動力軌道時加入的虛擬隨機參數吸收掉相位中心變異的影響量，導致相位中心變異效應較動態軌道不敏感。加入及不加入相位中心變異資料減動

力與動態軌道3D差異量成果3D RMS 值分別為0.82cm與1.89cm，在此可得到與重疊軌道試驗的結果一致，減動力軌道差異較動態軌道為小。

八、福衛三號正確與變異減動力及動態軌道差異量成果中，FM 5 減動力及動態軌道差異量 3D RMS 分別為 2006 年 6.80 與 5.21cm、2007 年 5.96 與 4.88cm 及 2008 年 5.40 與 4.37cm，減動力軌道的差異量較動態軌道為大，3D RMS 減動力軌道的差異量較動態軌道為大，造成減動力軌道與動態軌道差異量最大的影響量為姿態角資料的有無，相較之下其他兩影響量皆較小，且經由不同時間段分析可發現隨著衛星高度及時間，福衛三號姿態控制有所改善。

九、吾人測試其他福衛三號衛星，FM1、FM2、FM4 及 FM6 於三個測試時間段剔除粗差後之正確與變異軌道於 RTN 方向之平均差異量 RMS 與 FM5 相比，2006 年此四顆衛星皆位於暫駐軌道高度，受到大氣阻力較大，因此，成果較 FM5 精度為差，2007 年時間段除 FM1 外皆已上升至 800 公里，所得軌道差異量 RMS 值量級與 FM5 相同，2008 年 FM1 亦上升至 800 公里，因此，每顆衛星此時 3D RMS 值約為 4~5cm 左右，由此數據亦可推論福衛三號會隨衛星高度而使姿態控制有所改善。

十、本研究主要針對姿態角、質心及天線相位中心變異進行探討，影響低軌衛星定軌精度的因素尚有許多，如天線設置位置、雙天線設計、傳輸線延遲(cable delay)、GPS 時錶改正等，這些問題仍有待分析研究。

參考文獻

- 劉展鵬，2005。模擬中華三號追蹤資料精密定軌及測定重力場，國立交通大學碩士論文，新竹。
- 曾子榜，2006。福爾摩沙衛星三號定軌:精度及問題分析，國立交通大學碩士論文，新竹。
- Agrotis, L. G., 1984. Determination of Satellite Orbits and The Global Positioning System, Ph.D. Dissertation, University of Nottingham, Department of Civil Engineering.
- Beutler, G., E. Brockmann, W. Gurtner, U. Hugentobler, L. Mervart and M. Rothacher, 1994. Extended Orbit Modeling Techniques at the CODE Processing Center of International GPS Service for Geodynamics (IGS) : Theory and Initial Result, Manuscripta Geodaetica, Vol. 19, pp.367-386.
- Byun, S. and B. E. Schutz, 2001. Improving satellite orbit solution using double-differenced GPS carrier phase in kinematic mode, J. Geod., Vol. 75, pp.533-543.
- Chao, B. F., C. Hwang, C. C. Liu, E. C. Pavlis, C. K. Shum, C. L. Tseng, M. Yang, 2000. COSMIC: Improving Earth's Gravity Model and Other Geodetic Applications, Terr. Atmos. Oceanic Sci., 11, 365-378.
- Dach R., U. Hugentobler, P. Fridez and M. Meindl, 2007. User manual of the Bernese GPS Software Version 5.0, Astronomical Institute, University of Bern.
- GFZ Home page. <http://www.gfz-potsdam.de/>.
- GSFC, 1989, Goddard Trajectory Determination System (GTDS) Mathematical Theory (Revision 1).
- Gurtner, W., R. Liu, 1995. IGS 1994 Annual Report, IGS Central Bureau, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California, U.S.A., pp.43~57.

- Hwang, C., and M.J. Lin, 1998. Fast integration of low orbiter's trajectory perturbed by earth's nonsphericity, *J. Geod.*, 72, 578-585.
- Hwang C., T.P. Tseng, T.J. Lin, D. Svehla, and B. Schreiner, 2008. "Precise orbit determination for FORMOSAT-3/COSMIC," *J. Geod.*, accepted for publication.
- Imakiire, T., Y. Iimura, S. Saga, H. Morishita, A.Tsuchiya, F. Kudo, S. Ishikawa, Y. Iwana, 1997. Results of Phase Characteristics Measurements of GPS Receiver Antennas, *Journal of the Geodetic Society of Japan*, Vol. 43, No. 2, pp.79-90.
- Jaggi, A., U. Hugentobler and G. Beutler, 2005. Pseudo-stochastic modeling techniques for low Earth orbiters, *J. Geod.*.
- Kang Z., B. Tapley, S. Bettadpur, J. Ries, P. Nagel and R. Pastor, 2006. Precise orbit determination for the GRACE mission using only GPS data, *J. Geod.*, 80: 322–331, DOI 10.1007/s00190-006-0073-5.
- King, R.W., E. G.Masters, C. Rizos, A. Stolz, J. Collins, 1985. Surveying with GPS, Monograph 9, School of Surveying, University of New South Wales, Australia.
- National Space Organization Home Page. <http://www.nspo.org.tw/c60/home/>
- Seeber, G., 1993. *Satellite Geodesy*. Walter de Gruyter & Co., Berlin.
- Svehla, D. and M, Rothacher, 2002. Kinematic and reduced-dynamic precise orbit determination of low earth orbiters, *Advances in Geosciences*, Vol. 1, pp.1-10.
- 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
- Wisniewski, R.1998. *Satellite Attitude Control*. Springer.