

國 立 交 通 大 學

土 木 工 程 學 系
碩 士 論 文

以 Bernese 5.0 計算 CHAMP 及福衛三號
之動態及簡動力軌道

**Determination of CHAMP and FORMOSAT-3's
Kinematic and Reduced-dynamic Orbits Using
Bernese 5.0**

研 究 生：劉展鵬

指 導 教 授：黃金維

中 華 民 國 九 十 四 年 六 月

以 Bernese 5.0 計算 CHAMP 及福衛三號
之動態及簡動力軌道

**Determination of CHAMP and FORMOSAT-3's
Kinematic and Reduced-dynamic Orbits Using
Bernese 5.0**

研究生：劉展鵬

Student : Zhan-Peng Liu

指導教授：黃金維

Advisor : Dr. Cheinway Hwang



碩士論文

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
June 2005
Hsinchu, Taiwan, Republic of China

中華民國九十四年六月

以 Bernese 5.0 計算 CHAMP 及福衛三號之動態與簡動力軌道

學生：劉展鵬

指導教授：黃金維 博士

國立交通大學土木工程學系

摘要


本論文採用 Bernese 5.0 軟體做為研究工具，由 CHAMP 衛星 GPS 相位資料，以零次差簡動力法 (zero-difference reduced-dynamic method) 和零次差動態法 (zero-difference kinematic method) 所求得七天軌道的成果，與 GFZ 發佈的 CHAMP 快速軌道 (Rapid Science Orbit, RSO) 比對。簡動力軌道比對成果的均方根值在徑向方向為 0.048m、沿軌道方向為 0.051m、橫向方向 0.053m。動態軌道比對成果的均方根值在徑向方向為 0.053m、沿軌道方向為 0.057m、橫向方向為 0.059m，整體而言，解算軌道的精度為公分量級。本文亦模擬以簡動力法與動態法求解進行福衛三號衛星軌道。以簡動力法求解軌道，並與模擬之福衛三號初始軌道比對，無論是以 POD+X 天線或是 POD-X 天線的模擬資料所求解之成果，與初始軌道差異的均方根約為 0.01m。以動態法求解軌道部分，與模擬之福衛三號初始軌道比對，其差異量的均方根約 1m 至 5m。

Determination of CHAMP and FORMOSAT-3's Kinematic and Reduced-dynamic Orbits Using Bernese5.0

Student : Zhan-Peng Liu Advisor : Dr. Cheinway Hwang

Institute of Civil Engineering
National Chiao Tung University

Abstract




With the CHAMP GPS phase data, Bernese 5.0 is used in the zero-difference kinematic and reduced-dynamic methods to compute CHAMP satellite orbits. The RMS differences in radial, along-track, cross-track directions between the reduced-dynamic orbits and the GFZ rapid science orbits are 0.048, 0.051, and 0.053 m, respectively. In the same way, the RMS differences in the three directions between the kinematic orbits and the GFZ rapid science orbits are 0.053, 0.057, and 0.059 m, respectively. In general, the accuracy of the computed orbits is at the centimeter level. The zero-difference kinematic and reduced-dynamic methods are also used for simulations of FORMOSAT-3 orbit determination. The RMS difference between FORMOSAT-3's reduced-dynamic orbits and initial orbits is 0.01m using either the simulated data of antenna POD+X or POD-X. The reduced-dynamic orbit agrees with the initial orbit at the cm level. The RMS differences between FORMOSAT-3's kinematic orbits and initial orbits range from 1 to 5 m.

誌 謝

時光匆匆，轉眼間兩年的研究所生涯即將結束，而我也即將投入軍旅展開人生的另一階段，兩年來的研究所生活讓我獲得豐富的知識及經驗，也認識了許許多多的學長姐，拓展了人際關係。相信在交大求學的這兩年，將對我往後的人生有所助益。

承蒙恩師黃金維教授兩年來在學業及研究領域中的悉心教導，使本論文得以順利完成。感謝組上陳春盛教授、史天元教授與李振燾教授在課業上的啟發與教誨。感謝遠在德國的友人 Drazen Svehla，不吝提供其寶貴的經驗與熱心的教導。與並感謝口試委員楊名教授、張嘉強教授的熱心指正與提供寶貴的意見，使本論文得以更加完善。



感謝博士班學長姐：成機、欣瑩、大綱、豫麒、榮寬、宇伸、廷融、自強、弘基、志敏、亘昶；碩士班學長 BOSS、小支；成大學長進賢、景隆等在學業上及生活上的指導與照顧。感謝兩年來共同努力、奮鬥的好同學-貓哥、佩珊、祐廷、阿達、粘、印淞、世青等，有大家的陪伴才有這兩年愉快的研究所生活。感謝助理思研，給予窮困的研究生適時的幫忙；也感謝學弟子榜給予生活上諸多的幫助與鼓勵。感謝在成大的同學們，在我挫折失志的時候，陪伴我四處玩樂、給予我關心與支持。

最後將此論文獻給我的父母，感謝我的父母，在學業上給予支持及鼓勵，在生活上給予支援，讓我可以專心地做好自己的研究，而毋須顧慮生活的所需。我終於畢業了，願眾人共同與我分享這份喜悅。

目 錄

中文摘要.....	I
英文摘要.....	II
誌謝.....	III
目錄.....	IV
表目錄.....	VI
圖目錄.....	VII
第一章 前言.....	1
1-1 研究動機.....	1
1-2 文獻回顧.....	2
1-3 研究方法.....	3
1-4 論文架構.....	3
第二章 GPS 定軌理論.....	4
2-1 衛星運動方程.....	4
2-2 動態法定軌.....	7
2-3 簡動力法定軌.....	10
第三章 GPS 資料解算程序.....	14
3-1 GPS 觀測資料處理.....	14
3-2 簡動力法解算軌道程序.....	18
3-3 動態法解算軌道程序.....	24
3-4 高取樣率 GPS 時錶差.....	27
第四章 GPS 觀測資料求解 CHAMP 軌道成果.....	34

4-1	CHAMP 之 GPS 觀測數據.....	34
4-2	求解軌道之成果.....	36
4-3	所求解之軌道的後續應用.....	42
第五章	福爾摩沙衛星三號軌道模擬.....	47
5-1	幾何特性介紹.....	47
5-2	福衛三號軌道模擬.....	49
5-2-1	衛星參數設定.....	49
5-2-2	軌道模擬程序.....	53
5-3	模擬定軌成果.....	56
5-3-1	幾何中心軌道比對成果.....	58
5-3-2	天線相對距離比對成果.....	67
5-4	小結.....	70
第六章	結論與建議.....	73
	參考文獻.....	75
	附錄 A.....	78
	附錄 B.....	81



表 目 錄

表 3-1	Bernese 5.0 使用者輸入之檔案.....	15
表 3-2	Bernese5.0 的一般參數檔案.....	17
表 3-3	簡動力法求解低軌衛星軌道之參數設定.....	18
表 4-1	本文使用之七天 CHAMP 資料.....	35
表 4-2	求解七天軌道所使用之 GPS 精密星曆與高取樣率時錶差.....	35
表 4-3	七天簡動力軌道與 CHAMP RSO 差異統計表.....	37
表 4-4	七天動態軌道與 CHAMP RSO 差異統計表.....	37
表 4-5	去除粗差後的七天簡動力軌道與 CHAMP RSO 差異統計表.....	37
表 4-6	去除粗差後的七天動態軌道與 CHAMP RSO 差異統計表.....	37
表 4-7	經 Normal point 後簡動力軌道與 CHAMP RSO 差異統計表.....	45
表 4-8	經 Normal point 後動態軌道與 CHAMP RSO 差異統計表.....	46
表 5-1	初始軌道元素設定值.....	53
表 5-2	實際量測之衛星物理參數.....	54
表 5-3	模擬 FM3 衛星時所使用的數據.....	55
表 5-4	福衛三號衛星與 CHAMP 衛星 POD 天線的相關資訊.....	61
表 5-5	模擬福衛三號簡動力法定軌成果與初始軌道差異統計表.....	62
表 5-6	模擬福衛三號動態法定軌成果與初始軌道差異統計表.....	63
表 5-7	去除粗差後的模擬福衛三號動態法定軌成果與初始軌道差異統計表...	63
表 5-8	簡動力法求解福衛三號 POD 天線相對距離與實測值差異量統計表...	71
表 5-9	動態法求解福衛三號 POD 天線相對距離與實測值差異量統計.....	71

圖 目 錄

圖 2-1	刻卜勒衛星軌道元素.....	6
圖 2-2	衛星軌道真近點角與離心近點角關係.....	6
圖 2-3	零次差模式示意圖.....	7
圖 3-1	Bernese 5.0 處理 GPS 觀測資料之流程.....	16
圖 3-2	零次差模式簡動力法求解軌道流程.....	23
圖 3-3	零次差動態軌道計算流程.....	26
圖 3-4	高取樣率 GPS 時錶差檔案範例.....	27
圖 3-5	求解高取樣率 GPS 時錶差流程.....	33
圖 4-1	CHAMP 衛星姿態檔案範例.....	34
圖 4-2	本文解算之七天簡動力軌道與 CHAMP RSO 於 RTN 三方向之差異圖	38
圖 4-3	本文解算之七天動態軌道與 CHAMP RSO 於 RTN 三方向之差異圖....	39
圖 4-4	去除粗差後的七天簡動力軌道與 CHAMP RSO 於 RTN 三方向之差異圖	40
圖 4-5	去除粗差後的七天動態軌道與 CHAMP RSO 於 RTN 三方向之差異圖.	41
圖 4-6	經 Normal point 後簡動力軌道與 CHAMP RSO 之差異圖.....	43
圖 4-7	經 Normal point 後動態軌道與 CHAMP RSO 之差異圖.....	44
圖 5-1	福衛三號衛星本體構造圖.....	48
圖 5-2	福衛三號衛星幾何坐標系示意圖.....	48
圖 5-3	模擬時須設定的衛星物理參數.....	51
圖 5-4	模擬時須設定的衛星/天線名稱.....	51
圖 5-5	模擬時設定 POD 天線的相關參數.....	52
圖 5-6	模擬福衛三號軌道流程.....	55
圖 5-7	模擬福衛三號衛星與 CHAMP 衛星實際同一天 POD 天線接收 GPS 衛星	

觀測量示意圖.....	57
圖 5-8 模擬福衛三號 POD+X 天線簡動力法定軌成果與初始軌道差異圖.....	61
圖 5-9 模擬福衛三號 POD-X 天線簡動力法定軌成果與初始軌道差異圖.....	62
圖 5-10 模擬福衛三號 POD+X 天線動態法定軌成果與初始軌道差異圖.....	63
圖 5-11 模擬福衛三號 POD-X 天線動態法定軌成果與初始軌道差異圖.....	64
圖 5-12 去除粗差之模擬福衛三號 POD+X 天線動態法定軌成果與初始軌道 差異圖.....	65
圖 5-13 去除粗差之模擬福衛三號 POD-X 天線動態法定軌成果與初始軌道 差異圖.....	66
圖 5-14 福衛三號 POD 天線相對距離示意圖.....	67
圖 5-15 簡動力法求解福衛三號 POD 天線相對距離與實測值差異圖.....	68
圖 5-16 動態法求解福衛三號 POD 天線相對距離與實測值差異圖.....	69
圖 5-17 去除粗差後的動態法求解福衛三號 POD 天線相對距離與實測值差異圖	69
圖 5-18 天線歸算示意圖.....	70

第一章 前言

1-1 研究動機

預計 2005 年底發射的福爾摩沙衛星三號 (FORMOSA-3) 是一大型台美雙邊國際合作計畫，由雙方政府授權執行，我方為國家太空中心 (National Space Organization, NSPO) 與美方為美國大學大氣研究聯盟 (University Corporation for Atmospheric Research, UCAR) 共同合作執行，以建立全球大氣即時觀測網之先進技術發展計畫，又稱之為「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, COSMIC)，簡稱為 FORMOSAT-3/COSMIC 計畫 (國家太空中心，2005)。福衛三號計畫發射六顆衛星，每顆衛星上酬載有高精度的 GPS 雙頻接收儀，利用衛星追蹤衛星技術，可提供高精度、無遮蔽的 GPS 相位及電碼資料，可用以計算衛星軌道，進而推求地球重力場。應用地球重力場進行時間序列分析，對於全球氣候、海水位等變遷能有進一步的了解，目前福爾摩沙衛星三號計畫，便把地球重力場觀測及擾動研究列入重要任務之一。

求解地球重力場模型可分為兩種方式，亦即「一步法」及「兩步法」。「一步法」的作法是同時解算低軌衛星軌道與地球重力場模型，「兩步法」則是先求解低軌衛星軌道後，再推求地球重力場模型。本文針對「二步法」中的第一步，即求解低軌衛星軌道進行研究，以期研究成果能應用於福爾摩沙衛星三號計畫。

由於目前尚無福衛三號衛星資料可使用。因此考慮相同為低軌衛星以及衛星資料易取得，在此選擇了 CHAMP (CHALLENGING Minisatellite Payload) 衛星資料做為本文研究之應用。CHAMP 衛星所提供各類資訊，可由 CHAMP 網頁 <http://isdg.gfz-potsdam.de/champ/> 進行註冊，即可獲得最新之 CHAMP 資料。

1-2 文獻回顧

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）以及簡動力法（reduced-dynamic 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，並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。衛星繞地球飛行時除了受到地球中心引力外還受到許多擾動力的影響，包括地球非球型引力、多體擾動、海潮、固體潮、大氣阻力及太陽輻射壓等（Seeber, 1993），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。簡動力法類似動力法，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，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）。

利用 GPS 定位時，除了求得測站坐標外，還有一些多餘參數如衛星時錶誤差、接收儀時錶誤差、電離層延遲誤差等，為了消去這些多餘參數，使計算簡便、快速，須透過差分的方式來消除這些誤差項。實際上廣為採用的方法有三種：為一次差（Single-difference）、二次差（Double-difference）、三次差（Triple-difference）等方法（曾清涼等，1997）。一次差可消去衛星時錶誤差，二次差可消去衛星時錶誤差及接收儀時錶誤差，三次差則能消去衛星時錶誤差、接收儀時錶誤差及週波未定值（ambiguity）。

1-3 研究方法

本文求解低軌衛星軌道是採用零次差 (Zero-difference) 模式，因此須有高精度的 GPS 星曆及高取樣率衛星時錶誤差，以配合觀測資料的取樣率求解每個 epoch 的坐標值，並以無電離層線性組合 (Ionosphere Free Linear Combination, L3 或 LC) 消去電離層延遲誤差。本文的研究工具為瑞士伯恩大學天文研究所研發的 Bernese 5.0 軟體，為提供後續求解地球重力場模型應用，本文著重在動態法與簡動力法定軌。以 CHAMP 衛星數據做為模擬。由 GPS 相位資料定出 CHAMP 運行的軌道，再與德國 GFZ (GeoForschungsZentrum) 在 CHAMP 網站上發佈的 CHAMP 快速軌道比對，進行精度評估。

1-4 論文架構

第一章：前言，說明本論文之研究動機、研究方法以及論文架構。

第二章：GPS 資料解算軟體，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。

第三章：GPS 資料解算程序，說明進行低軌衛星精密定軌之流程與步驟。說明分為簡動力法與動態法。

第四章：以 CHAMP 衛星數據做為實驗數據，利用 GPS 相位觀測資料來解算低軌衛星軌道。成果分為簡動力法解算之軌道與動態法解算之軌道。

第五章：進行福衛三號衛星軌道模擬與模擬成果評估。成果評估分為兩種：1.與初始軌道比對，2.與實際量測兩 POD 天線間距離比對。

第六章：結論與建議。

第二章 GPS 定軌理論

2-1 衛星運動方程

人造衛星繞地球運轉時，若僅考慮地球中心引力作用，並將地球視為一質點時，則地球與衛星就可簡化為二體問題。在二體問題中，衛星的運動軌道為一橢圓，橢圓的大小、在空間的定向以及衛星在軌道上的位置均可精確算出。

根據牛頓萬有引力定律，宇宙中任意兩質點皆相互吸引；而從牛頓第二運動定律得知物體受外力作用時所產生加速度的大小與外力大小成正比，與該物體質量成反比，加速度的方向與外力方向相同。假設地球質量為 M ，衛星質量為 m ，衛星受地球中心引力之影響而產生的加速度可表示為（Montenbruck and Gill, 2001）：

$$\ddot{r} = -\frac{G(M+m)}{r^3}r \quad (2-1)$$



式中 G 為牛頓萬有引力常數， r 為衛星在地心慣性坐標系之位置向量。由於衛星直量遠小於地球質量，可忽略不計，於是（2-1）式可寫成：

$$\ddot{r} = -\frac{GM}{r^3}r \quad (2-2)$$

由（2-2）式可知二體運動方成為二階常微分方程，若對其作一次積分，確定三個積分常數便得速度向量 \dot{r} ，再積分一次，確定另三個積分常數則得位置向量 r ，如下所示：

$$\begin{aligned} \dot{r} &= \dot{r}(t, C1, C2, C3, C4, C5, C6) \\ r &= r(t, C1, C2, C3, C4, C5, C6) \end{aligned} \quad (2-3)$$

式中， $C_1 \sim C_6$ 為六個積分常數， t 為時間函數。因此，只要能決定出六個積分常數，此微分方程的解 \dot{r} 、 r 便可確定，依據能量、動量、角動量守恆積分等原則，可找出幾何或物理意義彼此獨立的六個軌道元素，如刻卜勒（Keplerian）元素，如圖2-1所示。

(1) 決定刻卜勒橢圓的形狀和大小

a ：軌道長半徑（semi-major axis）

e ：軌道離心率（eccentricity）

(2) 決定衛星軌道平面與地球之間的相對位置

Ω ：升交點赤經（right ascension of the ascending node），為地球赤道平面上，升交點與春分點之間的地心夾角。

i ：軌道面傾角（orbit inclination），為地球赤道面與衛星軌道面夾角。

(3) 決定刻卜勒橢圓在軌道平面上的方向

ω ：近地點變角（argument of perigee），為軌道面上升交點與近地點之地心夾角。

(4) 決定衛星在軌道上的瞬時位置

f ：真近點角（true anomaly），軌道平面上衛星與近地點之夾角。在幾何塗上，無法標示平近點角（mean anomaly），可由真近點角與平近點角之間的關係，透過離心近點角 E （eccentric anomaly）求得，真近點角與離心近點角的關係見圖2-2。

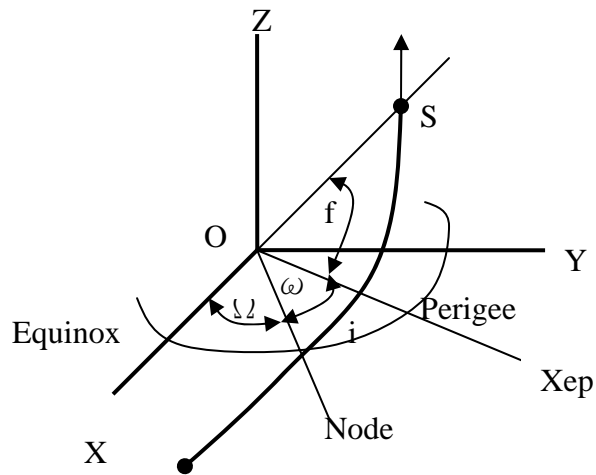


圖2-1 刻卜勒衛星軌道元素

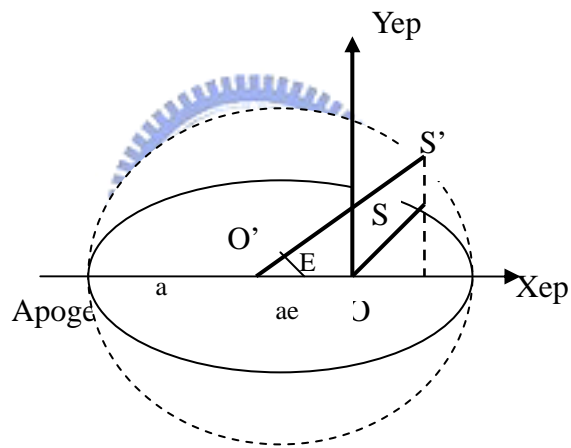


圖2-2 衛星軌道真近點角與離心近點角關係

2-2 動態法定軌

在本文中係採用零次差的模式進行低軌衛星精密軌道解算，圖 2-3 說明零次差模式，即為僅以低軌衛星上原始的 GPS 觀測資料進行低軌衛星位置求解。

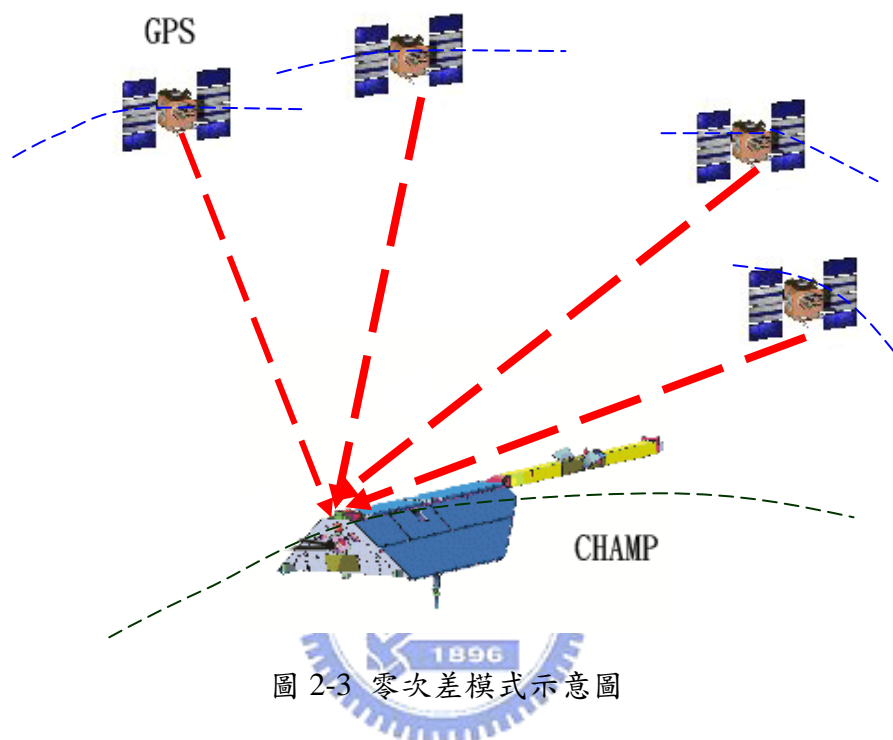


圖 2-3 零次差模式示意圖

依據低軌衛星接收儀與 GPS 衛星 s 之間的頻率 i 所組成之零次差觀測方程式表達為 (Svehla and Rothacher, 2002)：

$$L_{LEO,i}^S = \rho_{LEO}^S + c(\delta t_{LEO} + \delta t_{sys,i}) - c(\delta t^S + \delta t^{sys,i}) + \delta \rho_{ion,i} + \delta \rho_{rel} + \delta \rho_{mul,i} + \delta \rho_{pco,i} + \delta \rho_{pcv,i} + \lambda_i \cdot N_{LEO,i}^S + \varepsilon_i \quad (2-4)$$

式中

$L_{LEO,i}^S$ ：低軌衛星零次差相位觀測量。

ρ_{LEO}^S ：低軌衛星與 GPS 衛星的真實距離。

c ：真空中之光速

$\delta t_{LEO}, \delta t^s$: 低軌衛星時錶誤差與 GPS 衛星時錶誤差。

$\delta t_{sys,i}, \delta t^{sys,i}$: 低軌衛星系統誤差與 GPS 衛星系統誤差。

$\delta \rho_{ion,i}$: 電離層延遲誤差。

$\delta \rho_{rel}$: 相對改正。

$\delta \rho_{mul,i}$: 多路徑效應。

$\delta \rho_{pco,i}$: 低軌衛星天線相位中心偏差。

$\delta \rho_{pcv,i}$: 低軌衛星天線相位中心變動誤差。

λ_i : GPS 載波波長。

$N_{LEO,i}^s$: 零次差之週波未定值 (L1 或 L2)。

ε_i : 相位觀測量之雜訊 (L1 或 L2)。

以零次差模式解算低軌衛星軌道的過程中，由於衛星軌道在對流層之上，因此不考慮加入對流層延遲誤差。另外，為了消去電離層延遲誤差，採用無電離層線性組合 (Ionosphere Free Linear Combination, 稱 L3 或 LC)，由兩個載波頻率 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)：

$$L_{LEO,3}^s = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} L_{LEO,1}^s - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} L_{LEO,2}^s \quad (2-5)$$

依此，(2-4) 式可寫為：

$$L_{LEO,3}^s = \rho_{LEO}^s + c \cdot \delta t_{LEO,clk,3} - c \cdot \delta t^{s,clk,3} + \delta \rho_{rel} + \delta \rho_{mul,3} + \delta \rho_{pco,3} + \delta \rho_{pcv,3} + B_{LEO,3}^s + \varepsilon_3 \quad (2-6)$$

式中， $\delta t_{LEO,clk,3}$ 為真實的低軌衛星時錶誤差與兩個載波頻率上的系統誤差 $\delta t_{sys,1}$ 、 $\delta t_{sys,2}$ ，所組成無電離層線性組合的低軌衛星時錶參數。

$$\delta t_{LEO,clk,3} = \delta t_{LEO} + \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \delta t_{sys,1} - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \delta t_{sys,2} \quad (2-7)$$

同樣的，無電離層線性組合的 GPS 時錶參數可表示成：

$$\delta t^{s,clk,3} = \delta t^s + \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \delta t^{sys,1} - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \delta t^{sys,2} \quad (2-8)$$

在 (2-3) 式中，無電離層線性組合方程式中的 $\delta\rho_{mul,3}$ 、 $\delta\rho_{pco,3}$ 、 $\delta\rho_{pcv,3}$ 分別代表多路徑效應、天線相位中心偏差和天線相位中心變動誤差。零次差無電離層線性組合中的週波未定值偏差則表示為 $B_{LEO,3}^s$ 。

以零次差模式進行動態法軌道求解時，純粹利用幾何方式，使用 GPS 相位觀測量，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，週波未定值則是每個 epoch 觀測量進行差分消去，減少計算量，加快求解速度 (Svehla and Rothacher, 2001)。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。

零次差動態法定軌需仰賴高精度的 GPS 衛星軌道和時錶差。在定軌程序中，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。由於 GPS 軌道與時錶差有著高度相關性，因此 GPS 軌道與時錶誤差是否能夠一致，對於所求解的衛星軌道精度就顯得相當重要，也就是說必需採用同一單位所提供的星曆及衛星時錶誤差。假若高精度 GPS 軌道與時錶差能夠取得，零次差動態法定軌便不需引入 IGS 地面控制網的程序，此方法就變得相當容易，而且可靠 (Svehla and

Rothacher, 2002)。

2-4 簡動力法定軌

在空中圍繞地球運行的衛星受到各種擾動力的影響，使得衛星運行軌道變得複雜，因此除了理想的二體問題外，須再加入其他擾動力影響，如地球非球體引力擾動、多體擾動、固體潮擾動、海潮擾動、大氣阻力擾動、太陽輻射壓、地球輻射壓擾動、及因相對論效應引起之擾動。而包含各種擾動力影響的衛星運動加速度方程式表達為：

$$\ddot{r} = -\frac{GM}{r^3}r + f_1(t, r, \dot{r}, q_1, \dots, q_d) \doteq f \quad (2-9)$$

式中， r, \dot{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。

假設先驗軌道 $r_0(t)$ 為已知，動力法定軌可視為是一個改善軌道的程序。已知參數 p_i 的先驗值為 p_{i0} ，二者差為 $(p_i - p_{i0})$ ，對 $r(t)$ 進行 Taylor 級數展開，並消去未知擾動力參數部分，則真實軌道 $r(t)$ 便可以先驗值 p_{i0} 表示為：

$$r(t) = r_0(t) + \sum_{i=1}^n \frac{\partial r_0(t)}{\partial p_i} \cdot (p_i - p_{i0}) \quad (2-10)$$

式中， $n = 6 + d$ 表示所有的未知參數個數，六個初始軌道元素與 d 個動力參數。若要得到精密軌道，則須在 (2-10) 式加入其他擾動力對先驗軌道 $r_0(t)$ 的偏微分項。

假設 p 為定義初始值參數或 (2-9) 式中擾動力參數之一，在先驗軌道 $r_0(t)$ 中對 p 做偏微分，可寫成：

$$z_p(t) \doteq \frac{\partial r_0(t)}{\partial p} \quad (2-11)$$

將上式代入 (2-9) 式。其結果可寫成 (Beutler et al., 1994)：

$$\ddot{z}_p = A_0 \cdot z_p + A_1 \cdot \dot{z}_p + \frac{\partial f_1}{\partial p} \quad (2-12)$$

式中 A_0 、 A_1 為 3×3 矩陣，定義如下：

$$A_{0[ik]} = \frac{\partial f_i}{\partial r_{0,k}}, \quad A_{1[ik]} = \frac{\partial f_i}{\partial \dot{r}_{0,k}} \quad (2-13)$$

f_i 代表 (2-9) 式中加速度函數 f 的第 i 項。當 $p \in \{a, e, i, \Omega, w, T_0\}$ ，(2-13) 式為二階線性齊性常微分方程式，初始值為 $z_p(t_0) \neq 0$ ， $\dot{z}_p(t_0) \neq 0$ 。當 $p \in \{q_1, \dots, q_d\}$ ，(2-13) 式為以 0 當做初始值的非齊性方程式。

有關於軌道參數 p_i 的變數方程的解，不是利用數值積分就是利用複雜的線性組合，接著再以最小二乘法同時處理 GPS 觀測量與其他相關參數，以解得先驗軌道參數 p_{i0} 的改正量。最後，利用 (2-10) 式來改善軌道。

簡動力法求解衛星軌道與動力法類似，採用力學模式與數值積分求解軌道，其差異在於簡動力法所使用的力學模式較動力法少。在以簡動力法求解衛星軌道的程序中，利用虛擬隨機參數 (pseudo-stochastic orbit modeling) 作為一相當有用的工具來提升軌道品質。所引入的隨機參數，其特點在於給予一個期望值以及先驗的權，由 (2-14) 式計算權。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} 。此先驗的權將約制欲求解

之參數，使這些參數值不會與期望值偏離太多（Jaggi et al., 2005）。

$$W_{a_i} = \frac{\sigma_0^2}{\sigma_{a_i}^2} \quad (2-14)$$

在歐洲的 CODE，每天解算 GPS 衛星軌道的程序中，已使用瞬時速度變化量做為經驗參數來提升 GPS 軌道品質。每週期估計一次脈衝（pulses）作為一約制因子，確實可補足太陽輻射壓模式的不足（Beutler et al., 1994）。

同樣地，簡動力法低軌衛星精密定軌程序中，也採用相同的方式。在 t_i 時，在事先決定的方向上 $e(t_i)$ ，給予一個脈衝 v_i ，則 (2-9) 式中的 q_i 在 f_1 中，可組成 $v_i \cdot \delta(t - t_i) \cdot e(t)$ ， $\delta(t)$ 代表 Dirac's distribution。若 q_i 與速度相依性質不明確的話，則對應的變數方程，以 0 為初始值，寫成（Jaggi et al., 2005）：

$$\ddot{z}_{v_i} = A_0 \cdot z_{v_i} + \delta(t - t_i) e(t) \quad (2-15)$$



當 z_{v_i} 為先驗軌道偏微分的線性組合，上式可有效率地求解，而先驗軌道為 t_0 時，以六軌道元素做為初始狀態之軌道。但是此方法有個缺點，在 t_i 時，用來改善軌道的 $\dot{r}(t)$ 是不連續的。

以分段的常數加速度引入簡動力低軌衛星精密定軌中，可克服使用脈衝的缺點。在 $t_{i-1} \leq t < t_i$ 時，在事先決定的方向上 $e(t_i)$ 給以一加速度量 a_i ，則 (2-9) 式中的 q_i 在 f_1 中，可在指定的時間間隔，組成 $a_i \cdot e(t)$ 。若 q_i 與速度相依性質不明確的話，則對應的變數方程，以 0 為初始值，寫成（Jaggi et al., 2005）：

$$\ddot{z}_{a_i} = A_0 \cdot z_{a_i} + \begin{cases} e(t); t_{i-1} \leq t < t_i \\ 0 & ; \text{else} \end{cases} \quad (2-16)$$

(2-16) 式為非齊性系統，可利用一小部分偏微分項進行數值積分，並組成線性組合，便可有效率地求解。

在 Bernese 5.0 軟體中，將軌道元素、動力參數與其他相關參數（接收儀時錶改正、相位整數週波未定值...等）同時求解。虛擬隨機參數則是在徑向（radial）、沿軌道方向（along-track）、橫向（cross-track）三個方向上，依經驗每 6-15 分鐘給予一組解。因此可約制後處理軌道的均方根達到最小化(Svehla and Rothacher, 2003)。



第三章 GPS 資料解算程序

3-1 GPS 觀測資料處理

Bernese 軟體處理一般 GPS 觀測資料大致上分成兩部分：GPS 觀測資料預處理，與參數估計。其處理步驟分為七個步驟，流程如圖 3-1 所示。

在資料預處理方面，Bernese 軟體操作流程分為六個步驟，各步驟對應於使用之程式，依序為：RXOBV3→PRETAB→ORBGEN→CODSPP→SNGDIF→MAUPRP。其說明如下：

1. GPS 觀測資料格式轉換 (RXOBV3)：將 RINEX 標準格式之 GPS 觀測資料轉換成 Bernese 軟體自訂之格式，並將 GPS 觀測資料分為電碼觀測量及相位觀測量。
2. 建立 GPS 衛星標準軌道(1) (PRETAB)：將 GPS 精密星曆格式轉換成 Bernese 軟體自訂的表列格式，並輸出 GPS 時錶差。
3. 建立 GPS 衛星標準軌道(2) (ORBGEN)：配合地球自轉參數、章動參數、地球固體潮、海潮、地位係數等，建立 Bernese 自訂的標準軌道格式。
4. 單點定位 (CODSPP)：利用電碼觀測量進行解算概略的測站坐標，將接收儀與 GPS 時同步，並估計接收儀的時錶差改正量，將其存入相位觀測量中，以供後續計算使用。
5. 組成一次差觀測量 (SNGDIF)：由使用者輸入的 GPS 觀測資料來組成載波相位一次差差分資料。
6. 週波脫落補償 (MAUPRP)：進行檢查相位觀測資料品質並標示粗差，週波脫落偵測與週波脫落補償。

參數估計方面，則由程式 GPSEST 來執行。

7. 參數估計(GPSEST):以相位二次差觀測量進行各相關參數之解算,如:
 測站坐標、整數週波未定值、對流層附加參數、.....等。

進行GPS觀測資料處理時,所需輸入之檔案分為使用者輸入與一般參數兩種。使用者輸入檔案為使用者欲處理之觀測資料、GPS星曆、.....等,如表 3-1 所示。一般參數之檔案為Bernese軟體進行資料處理時,各個程式將會使用到的相關參數檔案,若欲更新一般參數檔案,可至伯恩大學FTP站<ftp://ftp.unibe.ch/>,以「anonymous」登入,便能下載。表 3-2 為一般參數檔案相關說明。

表 3-1 Bernese 5.0 使用者輸入之檔案

檔案類型	內容	網址
GPS 觀測資料	接收儀接收之 GPS 觀測資料	
GPS 精密星曆	GPS 衛星運行軌道訊息	http://igs.cb.jpl.nasa.gov/components/prods_cb.html
C04_YYYY.ERP (YYYY 代表年代)	地球自轉參數	ftp://ftp.unibe.ch/ →aiub/BSWUSER50/ORB/
ITRFCD. STA	IGS 站資訊檔	ftp://ftp.unibe.ch/ →aiub/BSWUSER50/STA/
ABBREV.ABB	IGS 站站名縮寫檔	ftp://ftp.unibe.ch/ →aiub/BSWUSER50/STA/
IGS_00.CRD	IGS 站坐標檔	ftp://ftp.unibe.ch/ →aiub/BSWUSER50/STA/

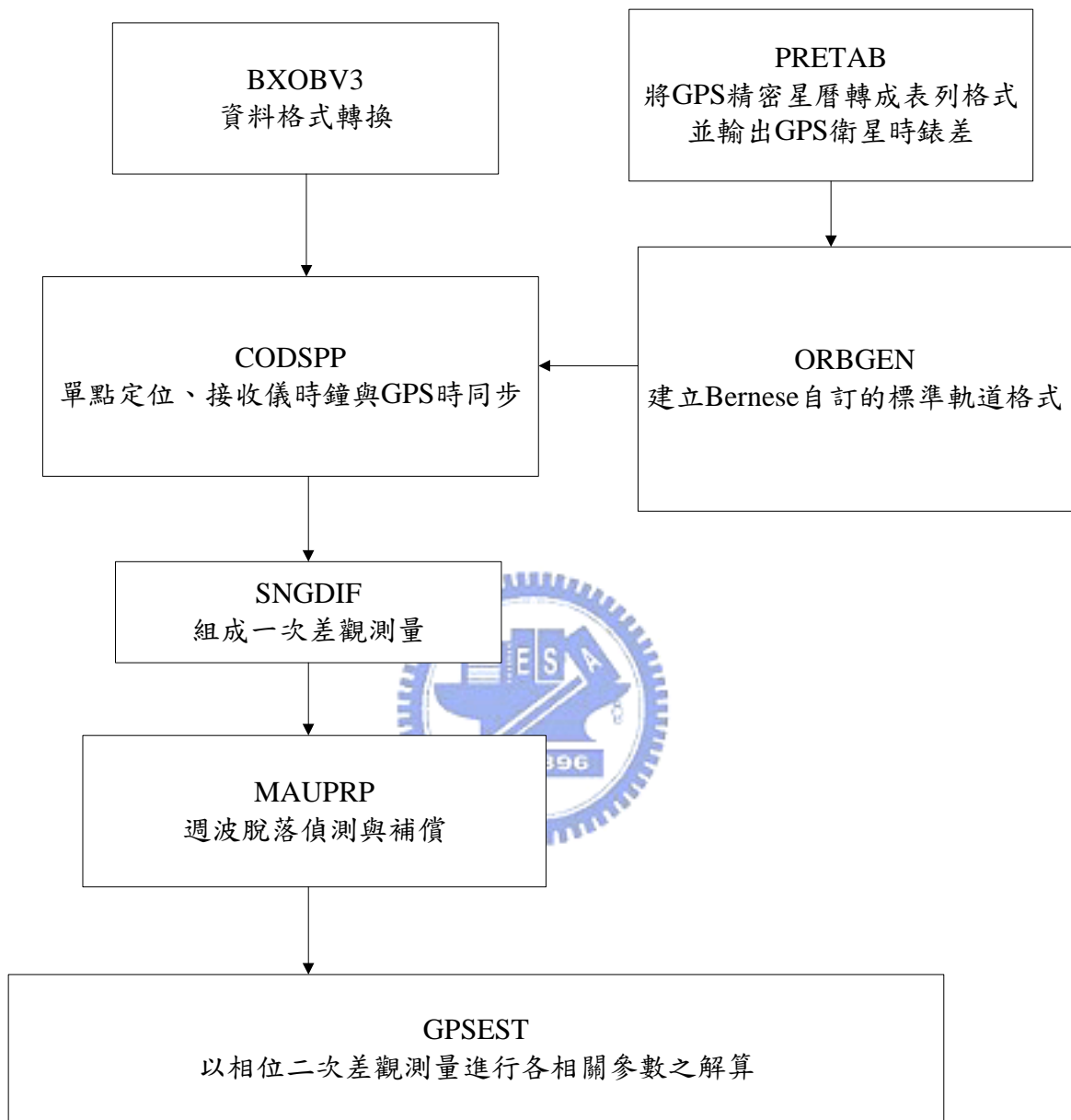


圖 3-1 Bernese 5.0 處理 GPS 觀測資料之流程

表 3-2 Bernese5.0 的一般參數檔案

檔案類型	內容	網址
CONST	軟體用到的所有常數	ftp://ftp.unibe.ch/ →aiub/BSWUSER50/GEN
DATUM	大地基準資訊	
SATELLIT	衛星資訊	ftp://ftp.unibe.ch/ →aiub/BSWUSER50/GEN
SAT_yyyy.CRX (yyyy 代表年代)	衛星健康資訊	ftp://ftp.unibe.ch/ →aiub/BSWUSER50/GEN
RECEIVER	接收儀資訊	ftp://ftp.unibe.ch/ →aiub/BSWUSER50/GEN
PHAS_IGS.REL	天線相位中心資訊	ftp://ftp.unibe.ch/ →aiub/BSWUSER50/GEN
GPSUTC	潤秒資訊	ftp://ftp.unibe.ch/ →aiub/BSWUSER50/GEN
OT_CSRC.TID OT_TOPEX.TID OT2TOPEX.TID	海潮係數	ftp://ftp.unibe.ch/ →aiub/BSWUSER50/GEN
IERS2000.SUB RAY_96.SUB	半日潮資訊	ftp://ftp.unibe.ch/ →aiub/BSWUSER50/GEN
IAU2000.NUT IAU80.NUT	章動模式	ftp://ftp.unibe.ch/ →aiub/BSWUSER50/GEN
EGM96 EIGEN2 JGM3 GEMT3 GEM10N TEG4	地位係數	ftp://ftp.unibe.ch/ →aiub/BSWUSER50/GEN
SINEX SINEX.TRO	SINEX 檔頭資訊	
IONEX	IONEX 檔頭資訊	

3-2 簡動力法解算軌道程序

簡動力法解算軌道與動力法相似，差異在於所使用之力學模式較少，在本文中，簡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）。流程如圖 3-2，表 3-3 為求解時所使用之參數設定。以下為使用 Bernese 軟體，以零次差模式進行簡動力法求解低軌衛星軌道的步驟。Bernese 軟體中，檔案名稱可由使用者自訂，因此輸入輸出之檔案僅說明為何種檔案。

表 3-3 簡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) EIGEN2 (for CHAMP)
半日潮資訊	IERS2000.SUB
章動模式	IAU2000.NUT

步驟 1. GPS 觀測資料格式轉換：

A. 輸入檔案：

低軌衛星接收儀上的 GPS 觀測資料：需為 RINEX 標準格式。

B. 輸出檔案：

Bernese 軟體自訂之觀測資料格式：電碼觀測資料檔頭，副檔名為 CZH；

電碼觀測資料量，副檔名為 CZO；相位觀測資料檔頭，副檔名為 PZH；相位觀測資料量，副檔名為 PZO。

RXOBV3.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 2. 建立 GPS 衛星標準軌道：

A. 輸入檔案：

GPS 精密星曆：由伯恩大學之 FTP 站下載的 GPS 精密星曆，其副檔名為 EPH。

B. 輸出檔案：

GPS 衛星標準軌道：Bernese 軟體自訂的標準軌道格式，其副檔名為 STD。

ORBGEN.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 3. 建立低軌衛星先驗軌道：

此一步驟由三個程式依序執行：CODSPP→KINPRE→ORBGEN。利用電碼觀測資料求解概略的軌道坐標，並將其轉成精密星曆格式。接著再以低軌衛星星曆來建立低軌衛星標準軌道。

A. 輸入檔案：

電碼觀測資料檔頭。

GPS 衛星標準軌道。

高取樣 GPS 時錶差。

低軌衛星姿態角檔案，副檔名為 ATT。

低軌衛星精密星曆：由動態軌道坐標檔轉換成星曆之格式，其副檔名為 EPH。

B. 輸出檔案：

低軌衛星動態軌道：由電碼觀測資料解算而得，其副檔名為 KIN。

低軌衛星精密星曆：由動態軌道坐標檔轉換成精密星曆之格式，其副檔名為 EPH。

低軌衛星標準軌道：Bernese 軟體自訂的標準軌道格式，其副檔名為 STD。

輻射壓參數，副檔名為 RPR。

CODSPP.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

KINPRE.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

ORBGEN.L01：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 4. 低軌衛星時鐘與 GPS 時同步：

以電碼觀測量將低軌衛星時間與 GPS 時同步，並估計低軌衛星接收儀時錶差，將其存入 GPS 相位觀測資料中。

A. 輸入檔案：

電碼觀測資料檔頭。

GPS 衛星標準軌道。

高取樣 GPS 時錶差。

低軌衛星姿態角檔案。

低軌衛星標準軌道。

B. 輸出檔案：

CODSPP.L01：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 5. 週波脫落補償：

GPS 相位觀測量預處理，檢查相位資料品質並標示粗差，進行週波脫落偵測及補償。

A. 輸入檔案：

相位觀測資料檔頭。

GPS 衛星標準軌道。

高取樣 GPS 時錶差。

低軌衛星姿態角檔案。

低軌衛星標準軌道。

B. 輸出檔案：

MAUPRP.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 6. 參數估計：

由步驟 5 處理後的 GPS 相位觀測量進行簡動力軌道解算，並以虛擬隨機參數每 6-15 分鐘一組解，吸收力學模式不足之影響，求得軌道元素及其速度分量。

A. 輸入檔案：

相位觀測資料檔頭。

GPS 衛星標準軌道。

高取樣 GPS 時錶差。

低軌衛星姿態角檔案。

低軌衛星標準軌道。

輻射壓參數。

B. 輸出檔案：

低軌衛星軌道元素檔：內容為六個軌道元素，及其速度分量，副檔名為 ELE

GPSEST.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 7. 求解簡動力軌道：

此一步驟由兩個程式依序執行：ORBGEN→STDPRE→ORBGEN。將步驟 6 的軌道成果檔，利用 Bernese 軟體內的積分器進行積分，可得簡動力軌道，為 Bernese 標準軌道格式，將標準軌道格式之簡動力軌道轉換為精密星曆格式。再利用精密星曆格式之簡動力軌道建立低軌衛星標準軌道及輻射壓參數，做為迭代時的先驗軌道。

A. 輸入檔案：

GPS 衛星標準軌道。

低軌衛星軌道元素檔：內容為六個軌道元素，及其速度分量，副檔名為 ELE。

低軌衛星軌道精密星曆：簡動力軌道。

B. 輸出之檔案：

標準軌道格式之簡動力軌道 a：解算之簡動力軌道，副檔名為 STD。

低軌衛星軌道精密星曆：簡動力軌道，副檔名為 EPH。

標準軌道格式之簡動力軌道 b：做為迭代時之先驗軌道，副檔名為 STD。

輻射壓參數

ORBGEN.L02：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

STDPRE.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

ORBGEN.L03：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 8. 進行迭代：

由步驟 7 之軌道成果取代電碼觀測量解算之先驗軌道，進行步驟 4~步驟 7 之迭代，直至簡動力軌道成果收斂。

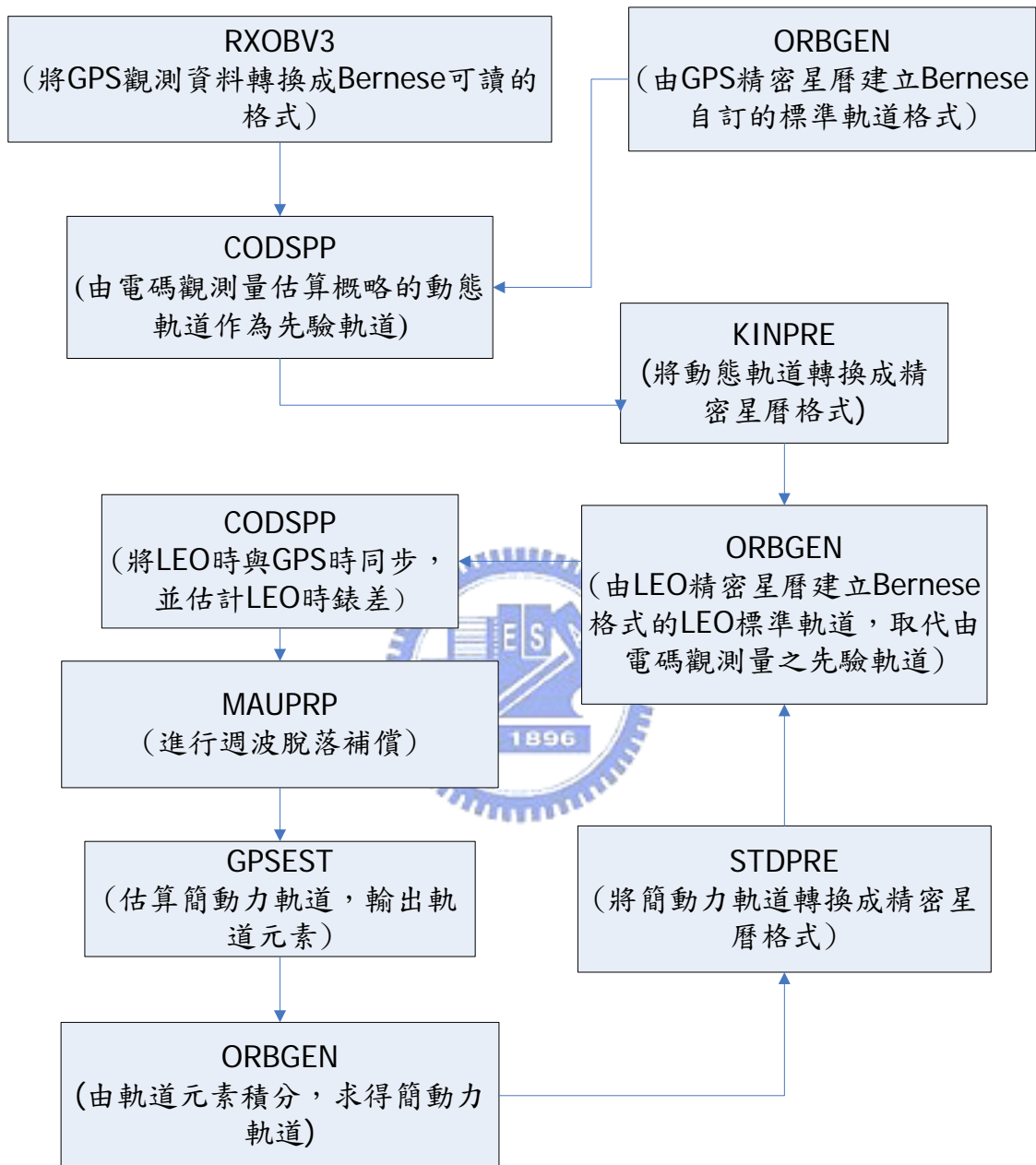


圖 3-2 零次差簡動力法求解軌道流程

3-3 動態法解算軌道程序

使用動態法求解衛星軌道，而獲得高精度之軌道，必須有一高精度的先驗軌道，再依 GPS 觀測資料解算瞬時之修正量。在本文中是以簡動力法求解的軌道做為先驗軌道。以零次差模式動態法解算低軌衛星軌道之流程如圖 3-3，步驟說明如下：

步驟 1. GPS 觀測資料格式轉換：

A. 輸入檔案：

低軌衛星接收儀上的 GPS 觀測資料：需為 RINEX 標準格式。

B. 輸出檔案：

Bernese 軟體自訂之觀測資料格式：電碼觀測資料檔頭，副檔名為 CZH；

電碼觀測資料量，副檔名為 CZO；相位觀測資料檔頭，副檔名為 PZH；相位觀測資料量，副檔名為 PZO。

RXOBV3.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 2. 建立 GPS 衛星標準軌道：

A. 輸入檔案：

GPS 精密星曆：由伯恩大學之 FTP 站下載的 GPS 精密星曆，其副檔名為 EPH。

B. 輸出檔案：

GPS 衛星標準軌道：Bernese 軟體自訂的標準軌道格式，其副檔名為 STD。

ORBGEN.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 3. 執行前一節所述之簡動力法解算軌道流程

步驟 4. 求解動態軌道：

方式類似於求解一移動站的方法，本研究以簡動力軌道做為先驗軌道，並利用 GPS 相位觀測量以最小二乘法解算動態軌道。

A. 輸入檔案：

相位觀測資料檔頭。

GPS 衛星標準軌道。

高取樣 GPS 時錶差。

低軌衛星姿態角檔案。

低軌衛星標準軌道：簡動力軌道。

B. 輸出檔案：

動態軌道坐標檔：地心地固座標系之動態軌道坐標值，副檔名為 KIN。

GPSEST.L01：成果說明檔，說明該程式之執行概況。



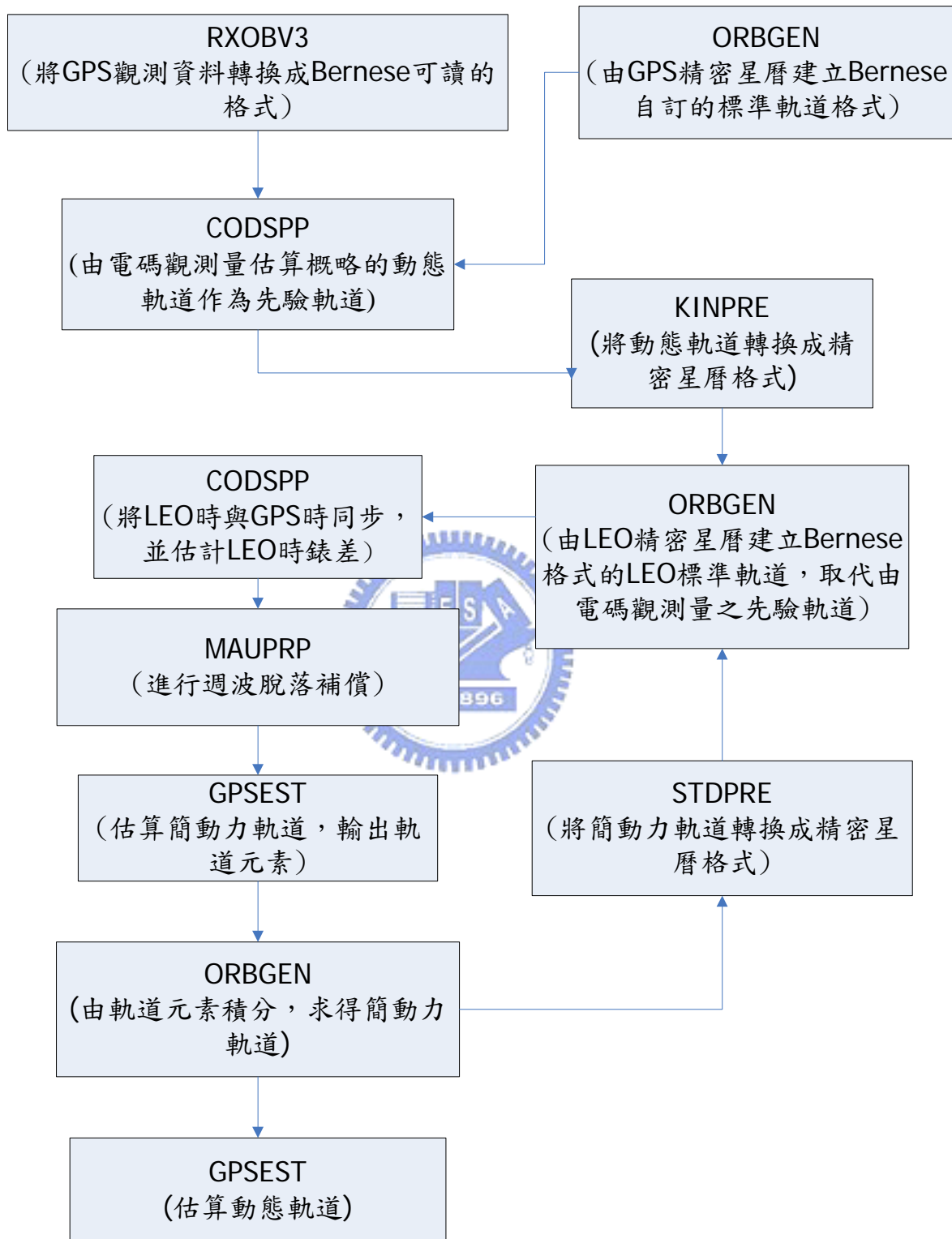


圖 3-3 零次差動態軌道計算流程

3-4 高取樣率 GPS 時錶差

在零次差定軌的程序中，高精度的 GPS 星曆與高取樣率 GPS 時錶差扮演著關鍵的角色，並且 GPS 星曆與 GPS 時錶差必須保持一致，所謂一致指的是由同一單位所提供這兩項檔案，如採用 CODE 的 GPS 時錶差，就必須採用 CODE 的精確星曆。零次差定軌過程中若無此兩項檔案，將無法獲得高精度的成果。高精度的 GPS 星曆目前有 IGS、CODE 穩定地提供服務中，但高取樣率 GPS 時錶差目前只有 CODE 提供 2004 年 4 月以後的資料，不能確定未來是否能持續提供這項服務。

高取樣率 GPS 格式如圖 3-4 所示，虛線以上為檔頭，說明由什麼單位所解算，以及所求解的衛星時錶差的日期。虛線以下，SAT 代表 GPS 衛星的 PRN 碼、WEEK 代表 GPS 週。TOC 代表以秒計時的時間，由 GPS 週的第一天 0 時 0 分 0 秒開始，間隔為 30 秒。#PAR 代表多項式係數，數字 1 代表軟體在處理程序中，若有時錶差遺漏，不對其進行內插。A₀ (SEC) 則為 GPS 衛星時錶誤差。檔案可至伯恩大學 FTP 站 <ftp://ftp.unibe.ch>，以「anonymous」登入下載，資料位於 /aiub/BSWUSER50/ORB/資料夾下。

CODE RAPID - HIGH RATE SATELLITE CLOCKS (30 SECONDS) - 04101 15-APR-04 08:28						

SAT	WEEK	TOC	#PAR	A0 (SEC)	A1 (SEC/SEC)	A2 (SEC/SEC**2)
1	1265	518400.	1	0.338548124D-03		
3	1265	518400.	1	0.534437468D-06		
4	1265	518400.	1	-0.110877588D-03		
5	1265	518400.	1	0.249855744D-04		
6	1265	518400.	1	0.184995583D-04		
7	1265	518400.	1	0.579336581D-03		
8	1265	518400.	1	0.319138667D-03		
9	1265	518400.	1	-0.387696346D-04		
10	1265	518400.	1	0.422126808D-04		

圖 3-4 高取樣率 GPS 時錶差檔案範例

由於高取樣率 GPS 時錶差檔案，為零次差定軌程序中相當關鍵的角色，因此本文試著研究出高取樣率 GPS 時錶差的求解程序，以 IGS 地面站結合 GPS 精密星曆來進行高取樣率 GPS 時錶差求解，但此求解流程仍有待實驗。以下為求解之步驟及流程。

解算流程見圖 3-5。步驟說明如下：

步驟 1. GPS 觀測資料格式轉換：

A. 輸入檔案：

IGS 站的 GPS 觀測資料：需為 RINEX 標準格式。

B. 輸出檔案：

Bernese 軟體自訂之觀測資料格式：電碼觀測資料檔頭，副檔名為 CZH；

電碼觀測資料量，副檔名為 CZO；相位觀測資料檔頭，副檔名為 PZH；相位觀測資料量，副檔名為 PZO。

RXOBV3.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 2. 建立 GPS 衛星標準軌道：

此步驟由兩個程式執行：PRETAB→ORBGEN。

A. 輸入檔案：

GPS 精密星曆：由伯恩大學之 FTP 站下載的 GPS 精密星曆，其副檔名為 EPH。

GPS 星曆表列格式檔案

B. 輸出檔案：

GPS 星曆表列格式檔案

GPS 衛星標準軌道：Bernese 軟體自訂的標準軌道格式，其副檔名為 STD。

GPS 時錶差檔案：12 小時一筆資料。

ORBGEN.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 3. 低軌衛星時鐘與 GPS 時同步：

以電碼觀測量將接收儀與 GPS 時同步，並估計接收儀時錶差，將其存入 GPS 電碼及相位觀測資料中。

A. 輸入檔案：

電碼觀測資料檔頭。

GPS 衛星標準軌道

GPS 時錶差檔案

B. 輸出檔案：

CODSPPL01：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 4. 組成一次差觀測量：

將各站的相位觀測資料組成一次差差分資料。

A. 輸入檔案：

相位觀測資料檔頭。

B. 輸出檔案：

一次差的相位觀測資料：分為檔頭資料，副檔名為 PSH，以及觀測資料，副檔名為 PSO。

SNGDIF.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 5. 週波脫落補償：

GPS 相位觀測量預處理，檢查相位資料品質並標示粗差，進行週波脫落偵測及補償。

A. 輸入檔案：

一次差相位觀測資料檔頭。

GPS 衛星標準軌道。

GPS 時錶差。



B. 輸出檔案：

MAUPRP.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 6. 參數估計 (1)：

此步驟為殘差的計算，僅檢查觀測資料品質並輸出殘差。

A. 輸入檔案：

一次差相位觀測資料檔頭。

GPS 衛星標準軌道。

海潮改正檔案。

B. 輸出檔案：

對流層參數，副檔名為 TRP。

殘差檔案，副檔名為 RES。

GPSEST.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 7. 殘差統計：

此步驟主要是設定粗差的門檻值，統計粗差個數。

A. 輸入檔案：

殘差檔案。

B. 輸出之檔案：

殘差資訊檔案，副檔名為 EDT。

RESRMS.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 8. 標示品質較差的觀測量：

此步驟主要是標示品質較差的觀測量，使品質較差的觀測量不列入計算。

A. 輸入檔案：

殘差資訊檔案。

一次差相位觀測資料檔頭。

步驟 8. 參數估計 (2):

此步驟以 Quasi-Ionosphere-Free (QIF) 法求解 L1 及 L2 的整數週波未定值。

A. 輸入檔案：

一次差相位觀測資料檔頭。

GPS 衛星標準軌道。

對流層參數。

海潮改正檔案。

B. 輸出之檔案：

GPSEST.L01：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 9. 參數估計 (3):

此步驟求解 IGS 站的坐標以及對流層參數。

A. 輸入檔案：

一次差相位觀測資料檔頭。

GPS 衛星標準軌道。

海潮改正檔案。

B. 輸出之檔案：

對流層參數。

IGS 站坐標檔。

法方程式檔案：包含 IGS 站坐標與對流層參數資訊，以利於多天觀測資料聯合平差計算時使用。

GPSEST.L02：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 10. GPS 觀測資料格式轉換：

為以原始觀測資料來估計高取樣率 GPS 時錶差，必須重新轉換觀測資料，將上述步驟中已經過處理的觀測資料覆蓋過去。

A. 輸入檔案：

IGS 站的 GPS 觀測資料：需為 RINEX 標準格式。

B. 輸出檔案：

Bernese 軟體自訂之觀測資料格式

RXOBV3.L01：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 11. 解算高取樣率 GPS 時錶差：

此步驟進行高取樣率 GPS 時錶差的求解，以有外接原子鐘的 IGS 站做為時錶改正的參考站。

A. 輸入檔案：

電碼觀測資料檔頭。

GPS 衛星標準軌道。

GPS 時錶差。

對流層參數。

IGS 站坐標檔。

海潮改正檔案。



B. 輸出之檔案：

高取樣率 GPS 時錶差檔案。

RINEX 格式的時錶差檔案：包含地面 IGS 站和 GPS 衛星。

CLKEST.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

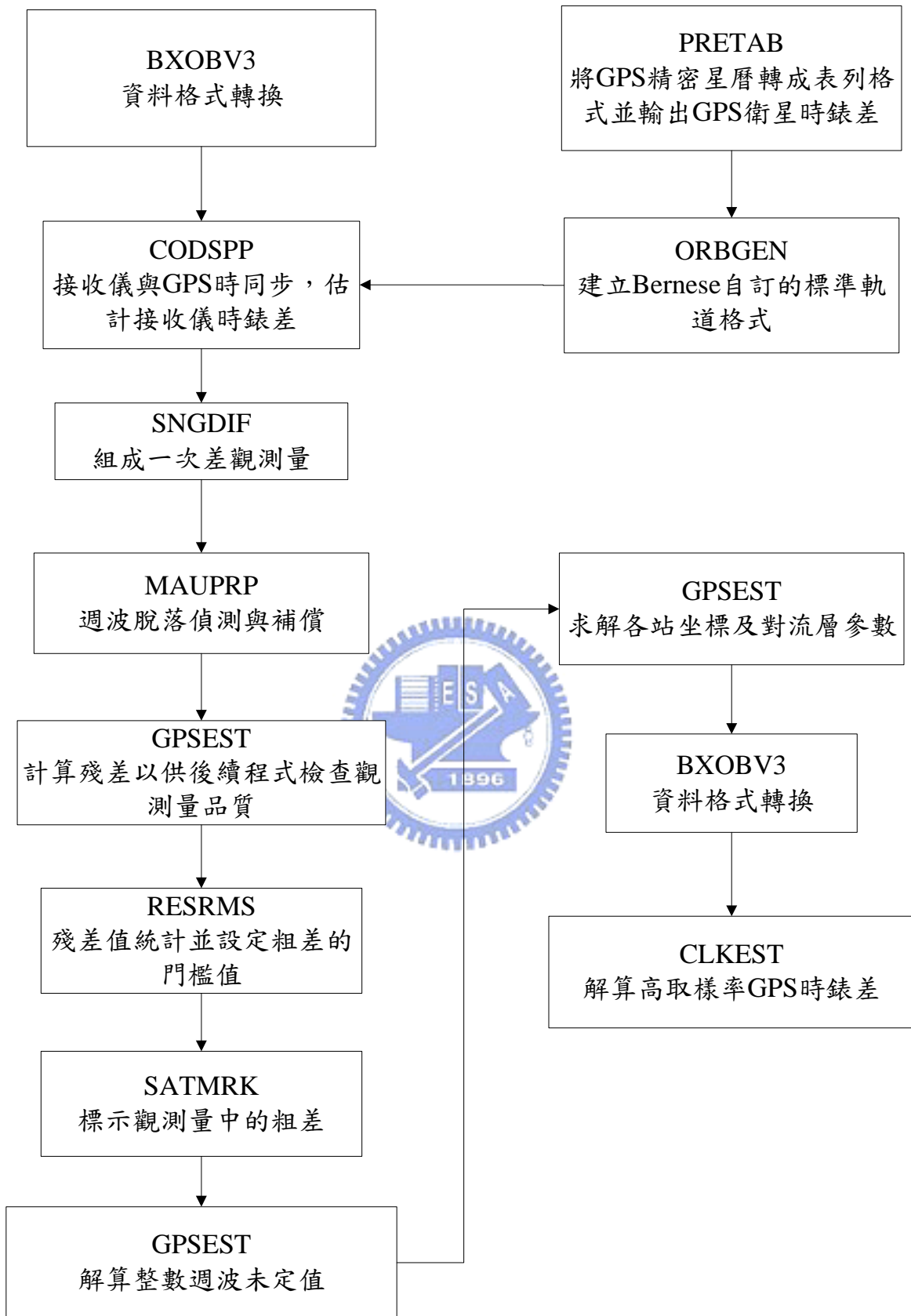


圖 3-5 求解高取樣率 GPS 時錶差流程

第四章 GPS 觀測資料求解 CHAMP 衛星軌道成果

4-1 CHAMP 衛星之 GPS 觀測數據

CHAMP 是利用衛星對衛星追蹤技術 (Satellite to Satellite Tracking, SST) 中的高-低衛星追蹤形式, 以 GPS 衛星追蹤低軌衛星, 進行探測重力場、電離層和對流層的衛星。軌道高度約為 452km, 傾角為 87.275° , 偏心率為 0.004, 軌道近似圓形, 設計工作壽命為五年。衛星上具有高精度 GPS 接收儀、加速度計、SLR 反射稜鏡和地球磁場探測儀等 (Reigber et al., 1996)。

CHAMP 星載 GPS 觀測資料為 RINEX 標準格式, 可由德國 GFZ ISDC (Information System and Data Center) <http://isdc.gfz-potsdam.de/champ/>, 申請帳號後, 便可下載。進行軌道解算時, 還需使用 CHAMP 衛星姿態角檔案 (副檔名為 ACC), 使求解之軌道為衛星質量中心位置軌跡, 圖 4-1 顯示姿態角檔案格式, 「tim」表示時間, 「att」為姿態角資訊, 姿態角表示方法為四元素法, 由左至右, 從第二個值開始, 分別為 q_1 、 q_2 、 q_3 、 q_4 , 實際進行定軌程序時, Bernese 軟體已設定姿態角檔案的副檔名為 ATT, 因此須將副檔名更改, 於計算程序中直接輸入便可。表 4-1、表 4-2 分別為本文所使用七天的 CHAMP 衛星資料, 以及所使用的 GPS 精密星曆與高取樣率 GPS 時錶差。

tim	2004	4	11	0	0	0.0000000					
acl						-0.0599857285	0.0030736070	0.0003581851	7	7	7
aca						-0.153653908	-1.691492360	-3.149480354	7	7	7
att	0011					0.1075673993	0.9920881437	-0.0196532568	-0.0616775427	0.00	
acc	01	0				0.0000004204	0.0000000001	0.0000407794			
acc	02	0				-0.0253723854	0.0000000000	0.0000000000			

圖 4-1 CHAMP 衛星姿態檔案範例

表 4-1 本文使用之七天 CHAMP 資料

	GPS 觀測資料	姿態角資料
2004-04-11	CH-OG-1-SST+2004_102_00_M.9.rnx	CH-OG-2-ACC+2004_102_00.9.dat
2004-04-12	CH-OG-1-SST+2004_103_00_M.9.rnx	CH-OG-2-ACC+2004_103_00.9.dat
2004-04-13	CH-OG-1-SST+2004_104_00_M.9.rnx	CH-OG-2-ACC+2004_104_00.9.dat
2004-04-14	CH-OG-1-SST+2004_105_00_M.9.rnx	CH-OG-2-ACC+2004_105_00.9.dat
2004-04-15	CH-OG-1-SST+2004_106_00_M.9.rnx	CH-OG-2-ACC+2004_106_00.9.dat
2004-04-16	CH-OG-1-SST+2004_107_00_M.9.rnx	CH-OG-2-ACC+2004_107_00.9.dat
2004-04-17	CH-OG-1-SST+2004_108_00_M.9.rnx	CH-OG-2-ACC+2004_108_00.9.dat

表 4-2 求解七天軌道所使用之 GPS 精密星曆與高取樣率時錶差

日期	GPS 精密星曆	高取樣率 GPS 時錶差
2004-04-11	COD12660.EPH	COD04102.CLK
2004-04-12	COD12661.EPH	COD04103.CLK
2004-04-13	COD12662.EPH	COD04104.CLK
2004-04-14	COD12663.EPH	COD04105.CLK
2004-04-15	COD12664.EPH	COD04106.CLK
2004-04-16	COD12665.EPH	COD04107.CLK
2004-04-17	COD12666.EPH	COD04108.CLK

4-2 求解軌道之成果

所求解的動態軌道以及簡動力軌道與 GFZ 公佈的 CHAMP 軌道進行比對。由於目前 GFZ 尚未公佈 2004 年的 CHAMP 精密軌道 (Postprocessed Science Orbit, PSO)，所以本文用以比對的是 CHAMP 快速軌道。比對成果以徑向、沿軌道方向、橫向三方向展示。圖 4-2、圖 4-3 分別給出本文解算之簡動力軌道、動態軌道與 RSO 於徑向、沿軌道方向、橫向三方向之差異。簡動力軌道與 RSO 差異之最大值於三方向分別為 0.334m、0.304m、0.505m。動態軌道與 RSO 差異之最大值於三方向分別為 1.384m、0.838m、0.881m。在動態軌道差異圖中有數個 epoch 的差異量，在三個方向與其他差異量有明顯的不同，推估該數筆數值應為粗差，而造成差異過大的原因應為觀測數量太少，導致平差求解後無法獲得較好的成果。



表 4-3、表 4-4 分別為 GFZ 軌道與本文解算之簡動力軌道、動態軌道於徑向、沿軌道方向、橫向三方向差異量之統計。由均方根來看，徑向方向：簡動力軌道為 0.048m，動態軌道為 0.053m；沿軌道方向：簡動力軌道為 0.051m，動態軌道為 0.057m；橫向方向：簡動力軌道為 0.053m，動態軌道為 0.059m。由此結果來看，即使有數筆數值較大的差異量，所解算七天軌道之精度，無論是以簡動力法或是動態法求解都可達至公分量級。

另外，本文假定與 RSO 比對差異值超過 0.500m 的值視為粗差，將其消去後，再行統計。圖 4-4、圖 4-5 分別為消去粗差後的簡動力軌道、動態軌道與 RSO 的差異圖。可看出簡動力軌道、動態軌道與 RSO 差異的值絕大部分都在正負 0.100m 以內。表 4-5、表 4-6 分別為簡動力軌道、動態軌道與 RSO 的差異統計，由表中可知，簡動力軌道在去除粗差後，在三方向的均方根值不變，其原因為簡動力軌道本身的粗差僅有數個，不影響精度。動態軌道在去除粗差後，則在徑向

改善了 0.001m、沿軌道方向與橫向改善了 0.002m。

表 4-3 七天簡動力軌道與 CHAMP RSO 差異統計表

	MEAN(m)	STDEV(m)	MAX(m)	MIN(m)	RMS(m)
Radial	0.000	0.048	0.334	-0.256	0.048
Along-track	-0.003	0.051	0.210	-0.304	0.051
Cross-track	-0.015	0.051	0.505	-0.329	0.053

表 4-4 七天動態軌道與 CHAMP RSO 差異統計表

	MEAN(m)	STDEV(m)	MAX(m)	MIN(m)	RMS(m)
Radial	0.003	0.053	0.381	-1.384	0.053
Along-track	-0.002	0.057	0.838	-0.500	0.057
Cross-track	-0.012	0.057	0.786	-0.881	0.059

表 4-5 去除粗差後的七天簡動力軌道與 CHAMP RSO 差異統計表

	MEAN(m)	STDEV(m)	MAX(m)	MIN(m)	RMS(m)
Radial	0.000	0.048	0.334	-0.256	0.048
Along-track	-0.003	0.051	0.210	-0.304	0.051
Cross-track	-0.015	0.050	0.472	-0.329	0.053

表 4-6 去除粗差後的七天動態軌道與 CHAMP RSO 差異統計表

	MEAN(m)	STDEV(m)	MAX(m)	MIN(m)	RMS(m)
Radial	0.003	0.052	0.381	-0.304	0.052
Along-track	-0.003	0.055	0.200	-0.294	0.055
Cross-track	-0.012	0.055	0.482	-0.319	0.057

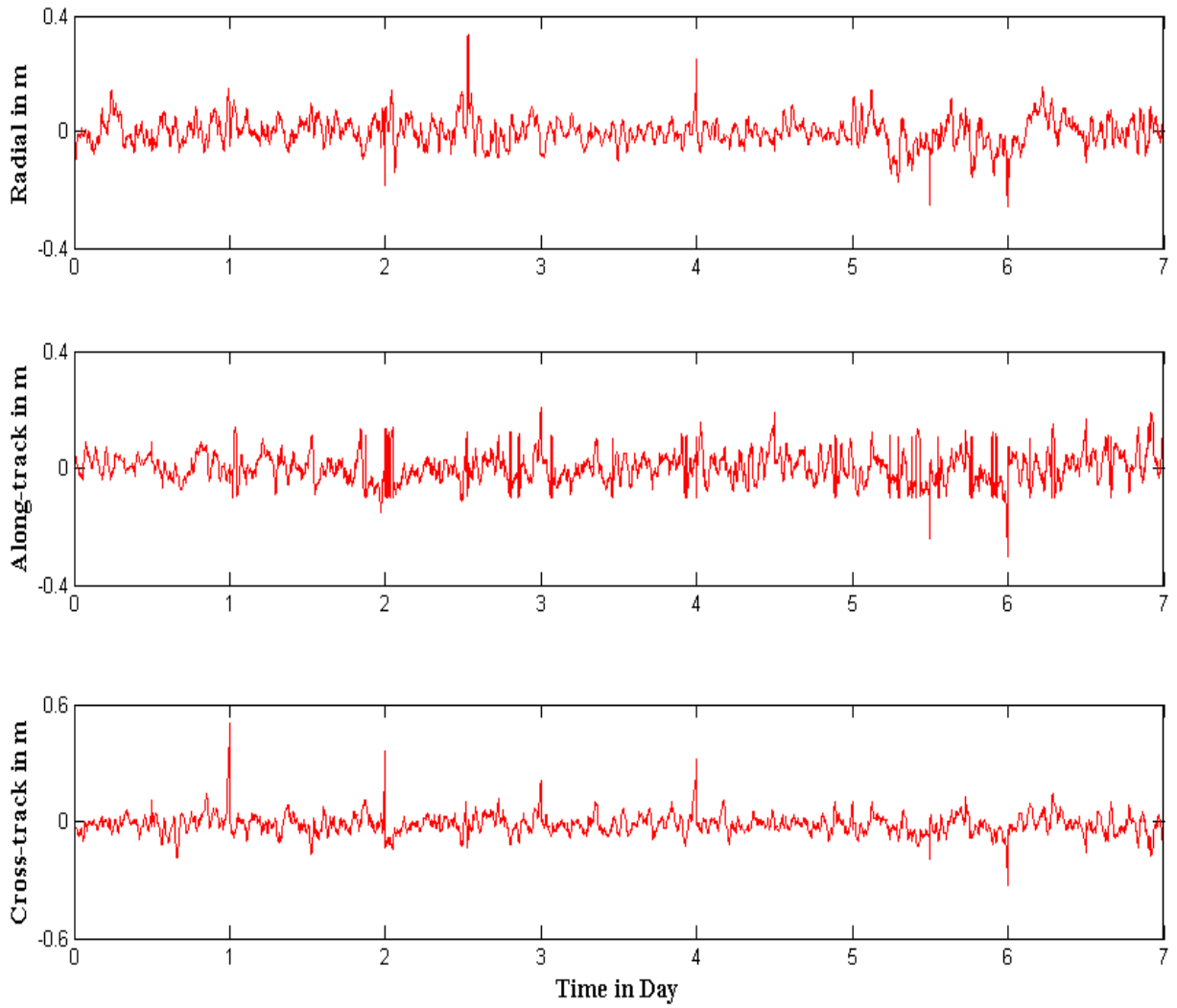


圖 4-2 本文解算之七天簡動力軌道與 CHAMP RSO 於 RTN 三方向之差異圖

單位：m

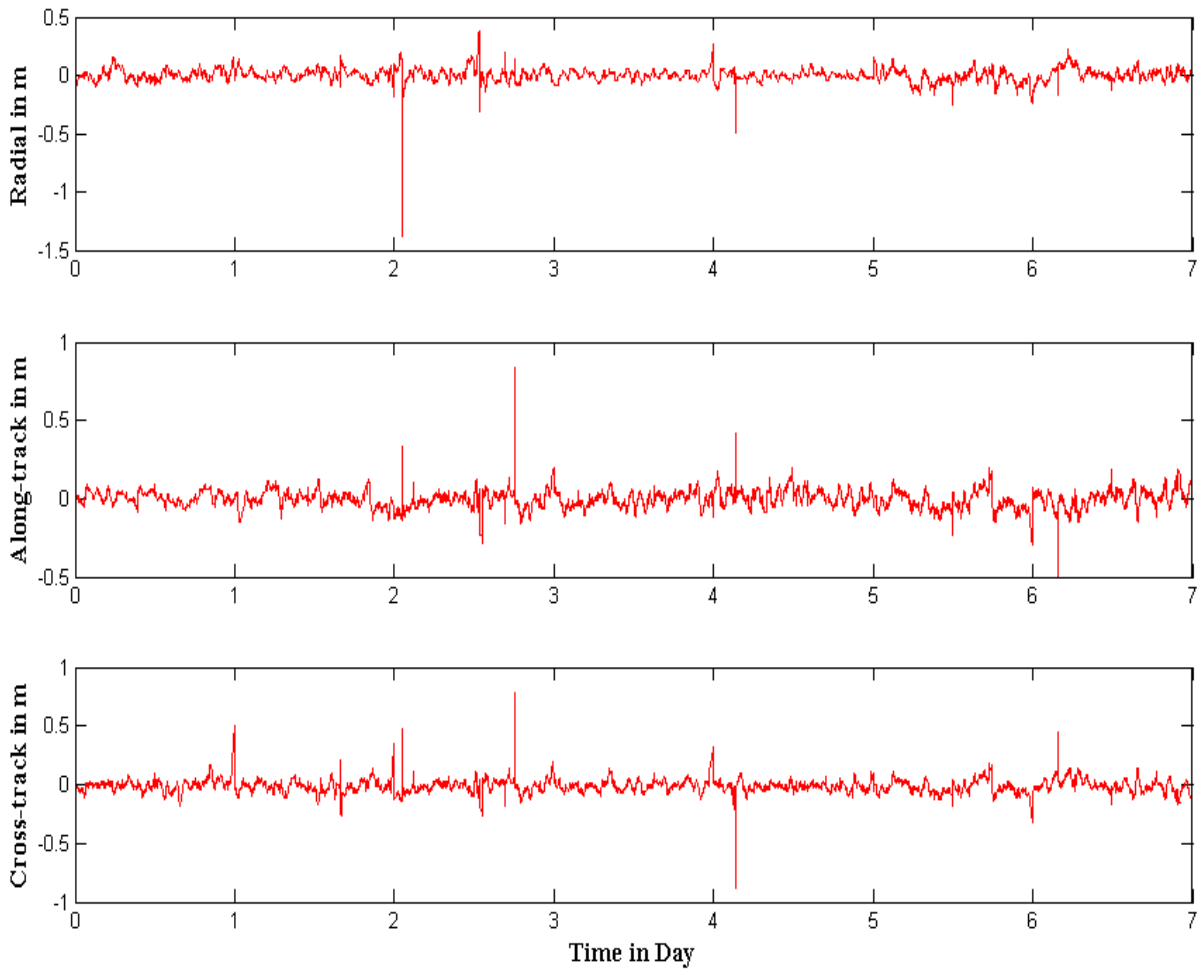


圖 4-3 本文解算之七天動態軌道與 CHAMP RSO 於 RTN 三方向之差異圖

單位：m

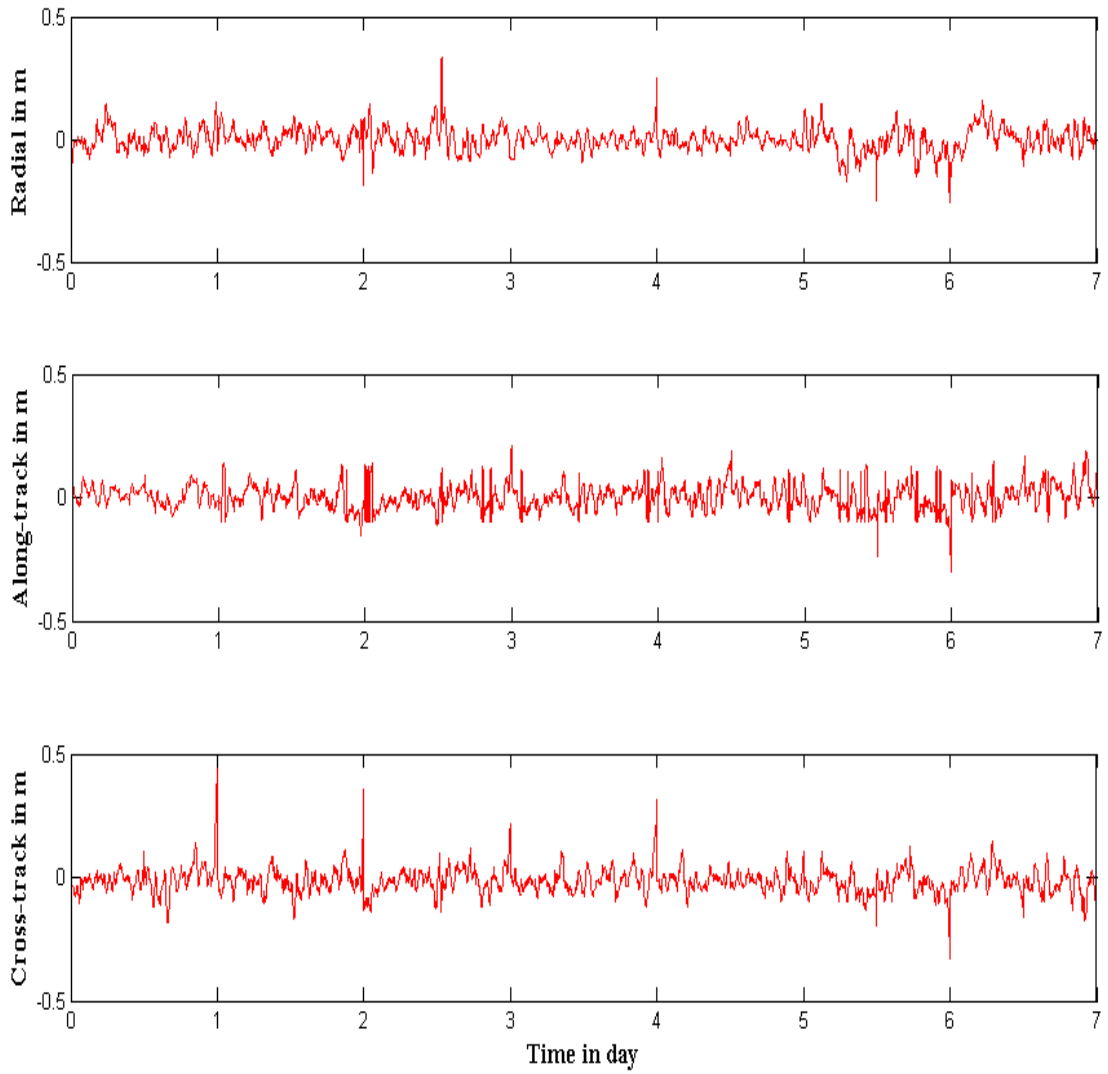


圖 4-4 去除粗差後的七天簡動力軌道與 CHAMP RSO 於 RTN 三方向之差異圖

單位：m

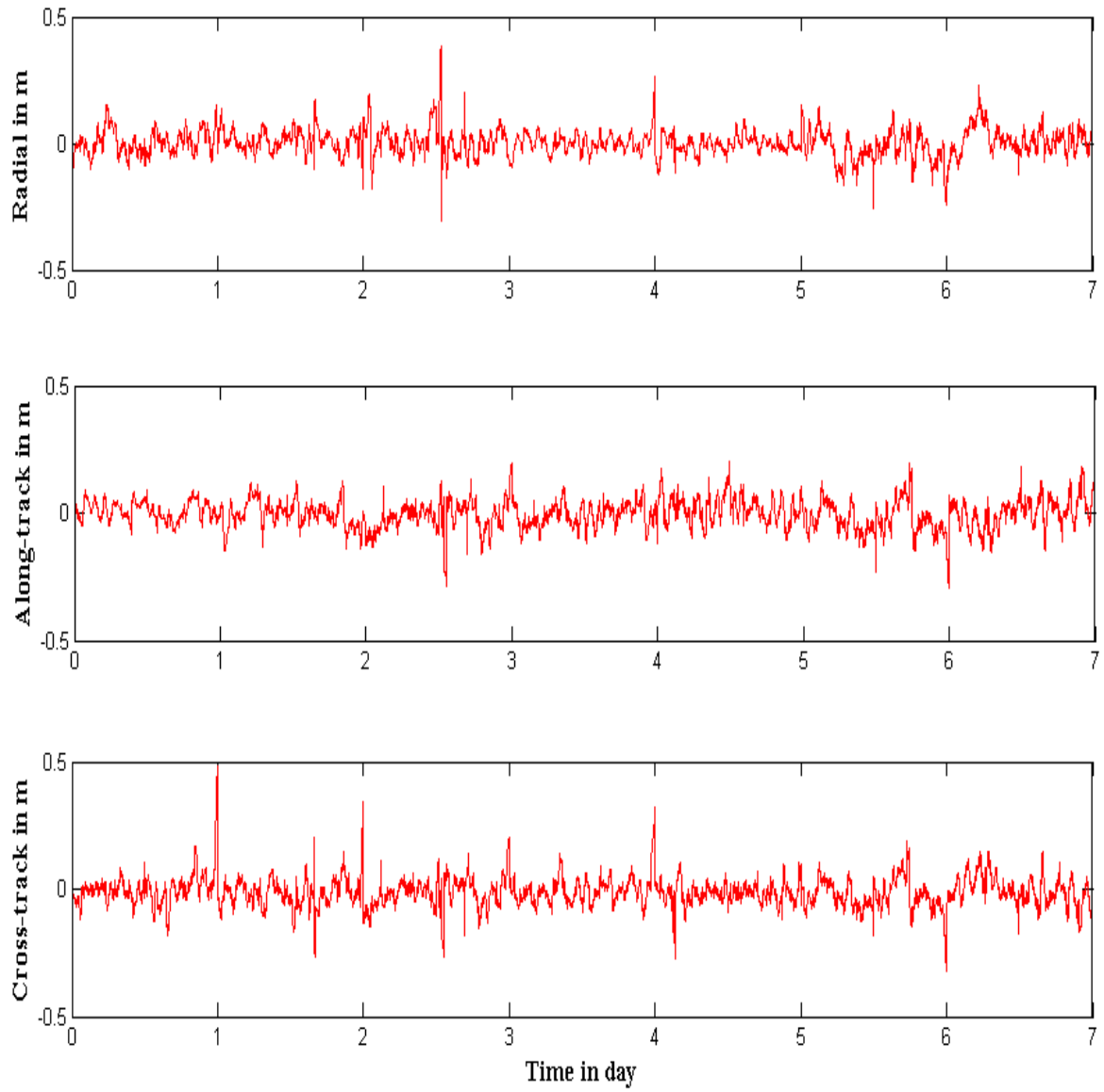


圖 4-5 去除粗差後的七天動態軌道與 CHAMP RSO 於 RTN 三方向之差異圖

單位：m

4-3 所求解之軌道的後續應用

為提供後續解算重力場模型之應用，將本文解算之七天 CHAMP 軌道進行 Normal point 的程序，求出特定時間間隔的一代表點，此一程序僅為求解地球重力場之前處理，目的為減少計算量並消去粗差，不適用於其他應用。其演算法如下 (Sinclair, 1997)：

- (1) 選取一特定時間間隔，在此時間間隔內，每個epoch的值以 R_i 代表。
- (2) 計算每個特定時間間隔內的平均值 \bar{R}_i 。
- (3) 在特定時間間隔內，選擇一特定的原始值 O_i ，並固定不變。
- (4) 再經由 (4-1) 式計算， NP_i 代表Normal point。

$$NP_i = O_i - R_i + \bar{R}_i \quad (4-1)$$

本文以 120 秒為間隔，將每 4 個 epoch 內的三個坐標值進行處理，產生每 120 秒一組 NP 坐標值的成果。

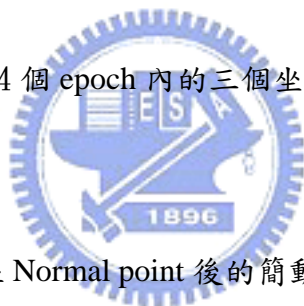


圖 4-6、圖 4-7 分別為經 Normal point 後的簡動力軌道、動態軌道與 GFZ 公佈之 CHAMP RSO 軌道的差異圖。經 Normal point 處理後，簡動力軌道的差異圖並無多大變化，惟有差異的最大值降低了 1 至 5 公分；動態軌道的差異圖則有明顯的變化，可看出 Normal point 處理後，消去了大部分的粗差，差異最大值則降低了 1 公尺至 10 公分。

表 4-7、表 4-8 則分別為經 Normal point 程序後，本文解算之簡動力軌道、動態軌道與 RSO 於徑向、沿軌道方向、橫向三方向及地心地固坐標系(XYZ)差異量之統計。由均方根來看，簡動力軌道在 RTN 三方向的均方根值沒有變化，推估其原因為簡動力軌道，可被視為粗差的差異量甚少，因此不影響重新統計後的量值。至於動態軌道方面，則可看見在 RTN 三方向的均方根值降低了 2 至 3 公分不等，說明了經由 Normal point 程序後，提升了動態軌道之精度。

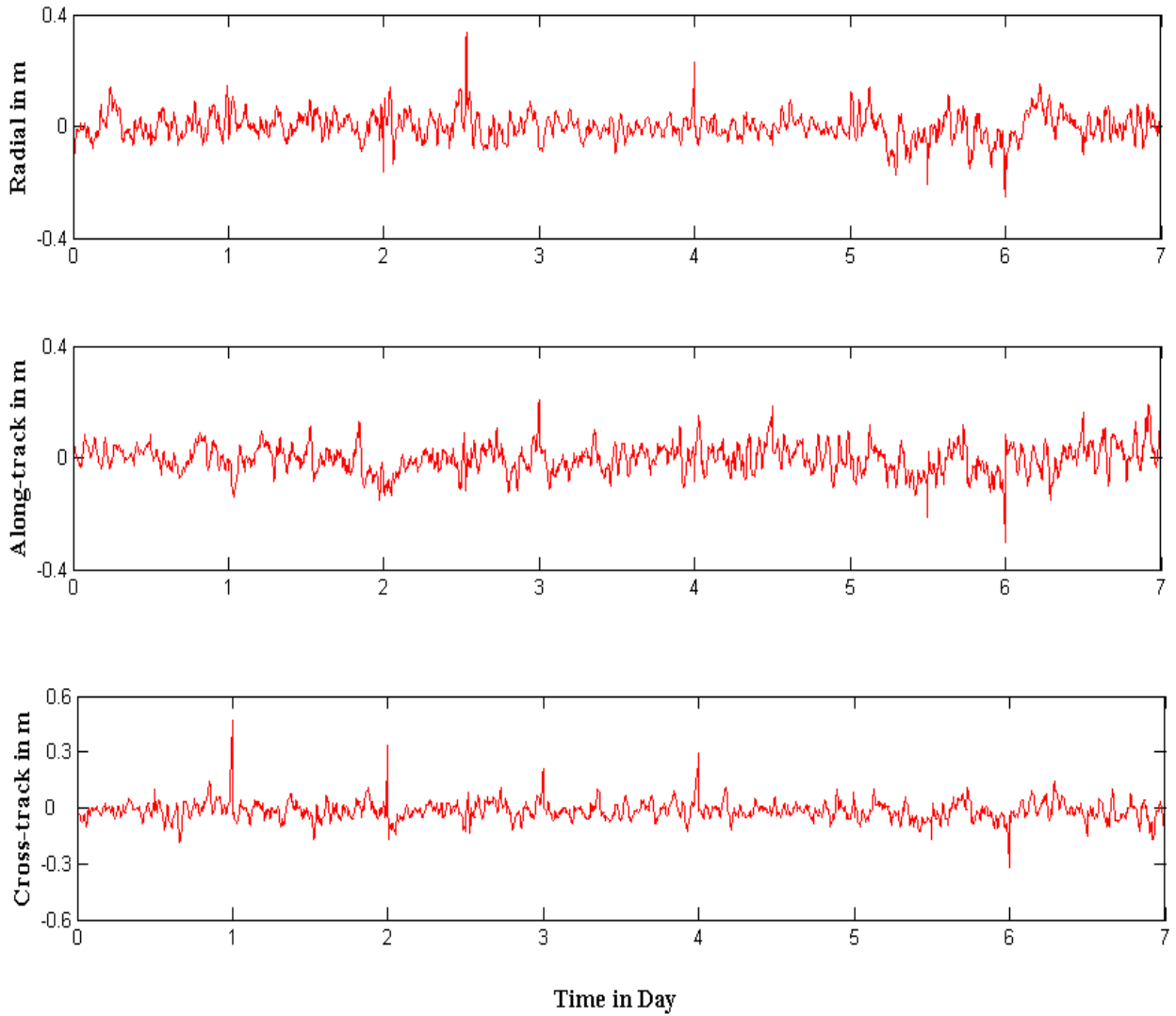


圖 4-6 經 Normal point 後簡動力軌道與 CHAMP RSO 之差異圖 單位：m

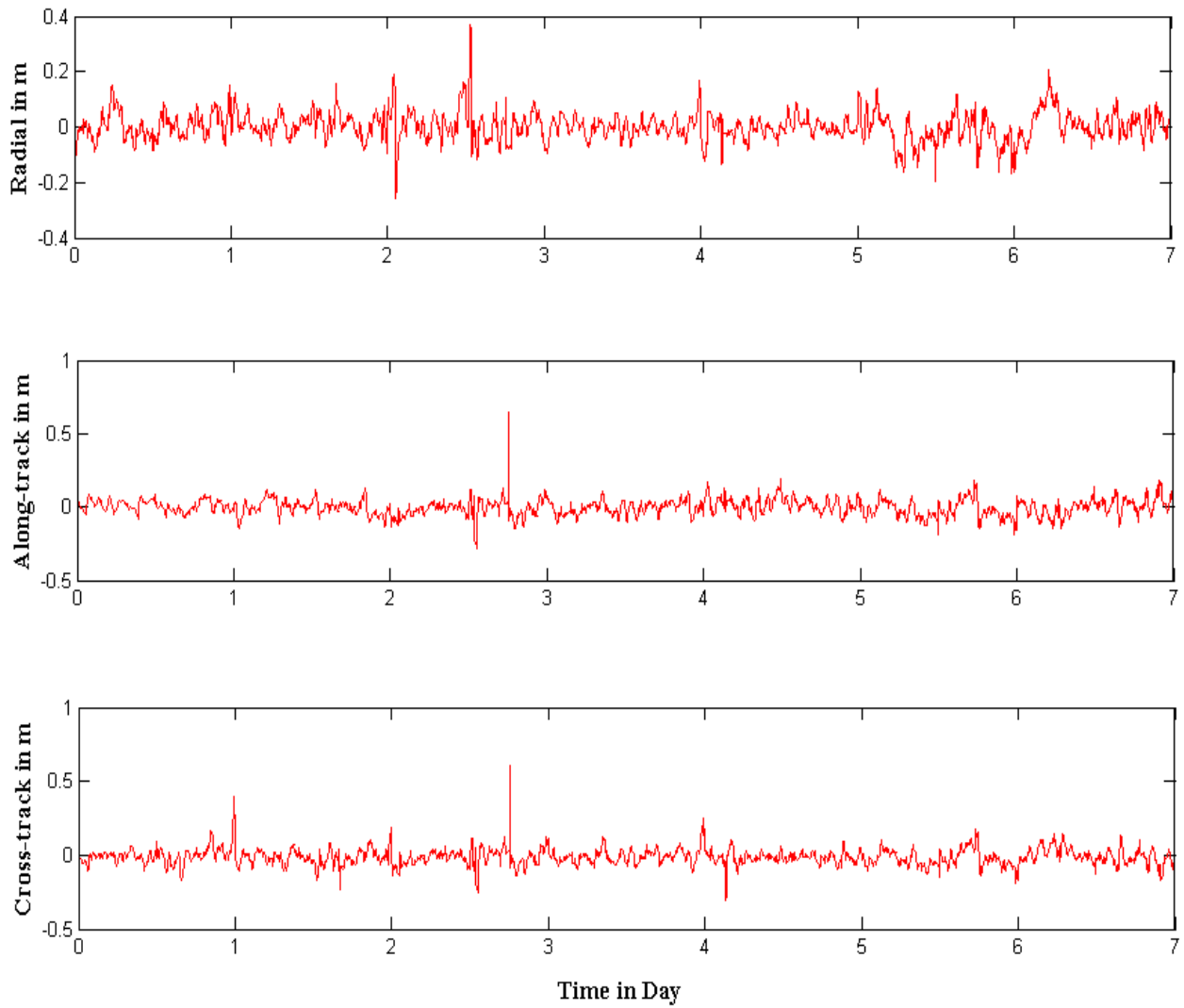


圖 4-7 經 Normal point 後動態軌道與 CHAMP RSO 之差異圖 單位：m

表 4-7 經 Normal point 後簡動力軌道與 CHAMP RSO 差異統計表

		X, Y, Z (m)			Along-track, Cross-track, Radial (m)		
		X	Y	Z	Along-track	Cross-track	Radial
原始求解 軌道 與 CHAMP RSO 差異	MEAN	-0.004	-0.001	-0.018	-0.003	-0.015	0.000
	STDEV	0.050	0.039	0.056	0.051	0.051	0.048
	MAX	0.362	0.234	0.502	0.210	0.505	0.334
	MIN	-0.325	-0.153	-0.584	-0.304	-0.329	-0.256
	RMS	0.050	0.039	0.059	0.051	0.053	0.048
經 Normal point 後	MEAN	-0.004	-0.001	-0.018	-0.003	-0.015	0.000
	STDEV	0.050	0.039	0.056	0.051	0.050	0.048
	MAX	0.360	0.232	0.488	0.207	0.468	0.334
	MIN	-0.291	-0.153	-0.548	-0.299	-0.317	-0.254
	RMS	0.050	0.039	0.059	0.051	0.053	0.048
difference (NP 後- 原始)	MEAN	0	0	0	0	0	0
	STDEV	0	0	0	0	-0.001	0
	MAX	-0.002	-0.002	-0.014	-0.003	-0.037	0
	MIN	0.034	0	0.036	0.005	0.012	0.002
	RMS	0	0	0	0	0	0

表 4-8 經 Normal point 後動態軌道與 CHAMP RSO 差異統計表

		X, Y, Z (m)			Along-track, Cross-track, Radial (m)		
		X	Y	Z	Along-track	Cross-track	Radial
原始求解 軌道 與 CHAMP RSO 差異	MEAN	0.002	-0.001	-0.016	-0.002	-0.012	0.003
	STDEV	0.055	0.043	0.062	0.057	0.057	0.053
	MAX	0.457	0.255	0.897	0.838	0.786	0.381
	MIN	-1.345	-0.223	-1.242	-0.500	-0.881	-1.384
	RMS	0.055	0.043	0.064	0.057	0.059	0.053
經 Normal point 後	MEAN	0.002	-0.001	-0.015	-0.002	-0.012	0.003
	STDEV	0.053	0.042	0.058	0.055	0.055	0.051
	MAX	0.393	0.226	0.697	0.651	0.611	0.371
	MIN	-0.263	-0.214	-0.402	-0.285	-0.308	-0.256
	RMS	0.053	0.042	0.060	0.055	0.056	0.051
difference (NP 後-原 始)	MEAN	0	0	0.001	0	0	0
	STDEV	-0.002	-0.001	-0.004	-0.002	-0.002	-0.002
	MAX	-0.064	-0.029	-0.200	-0.187	-0.175	-0.010
	MIN	1.082	0.009	0.840	0.215	0.573	1.128
	RMS	-0.002	-0.001	-0.004	-0.002	-0.003	-0.002

第五章 福爾摩沙衛星三號軌道模擬

本章中介紹福衛三號衛星之幾何特性，並以福衛三號衛星作為實驗對象，進行低軌衛星精密定軌之模擬。

5-1 幾何特性介紹

福衛三號計畫預定於 2005 年底或 2006 年初，一次發射六顆衛星，先將衛星送到入射軌道，再由入射軌道提到暫駐軌道，再讓衛星慢慢飄移到任務軌道面，再提升到任務軌道。六顆衛星將分佈於六個軌道面，為圓形軌道，每個軌道面傾角為 72 度，軌道間赤經夾角為 24 度。每顆衛星外形呈扁平圓柱狀，直徑約 103 公分，高約 16 公分，兩片太陽能電池板分別張開 121 度和 59 度。見圖 5-1，氣候影響研究的全球定位系統氣象量測儀 (GOX Antenna) 位於衛星本體下方兩側；電離層研究的三頻段信標儀 (Tri-Band Beacon, TBB) 則凸出衛星本體，指向地心；衛星定軌及地球重力場之研究的精密定軌 POD (Precise Orbit Determination) 天線位於衛星本體上方兩側。

衛星幾何坐標系定義：由衛星本體圓柱形邊框上三個點定圓，如圖 5-2 所示，以此圓的圓心為衛星幾何中心，+X 軸為飛行方向，+Z 軸為 TBB 天線所指方向，Y 軸則根據右手旋轉定律，分別與 X 軸、Z 軸垂直。

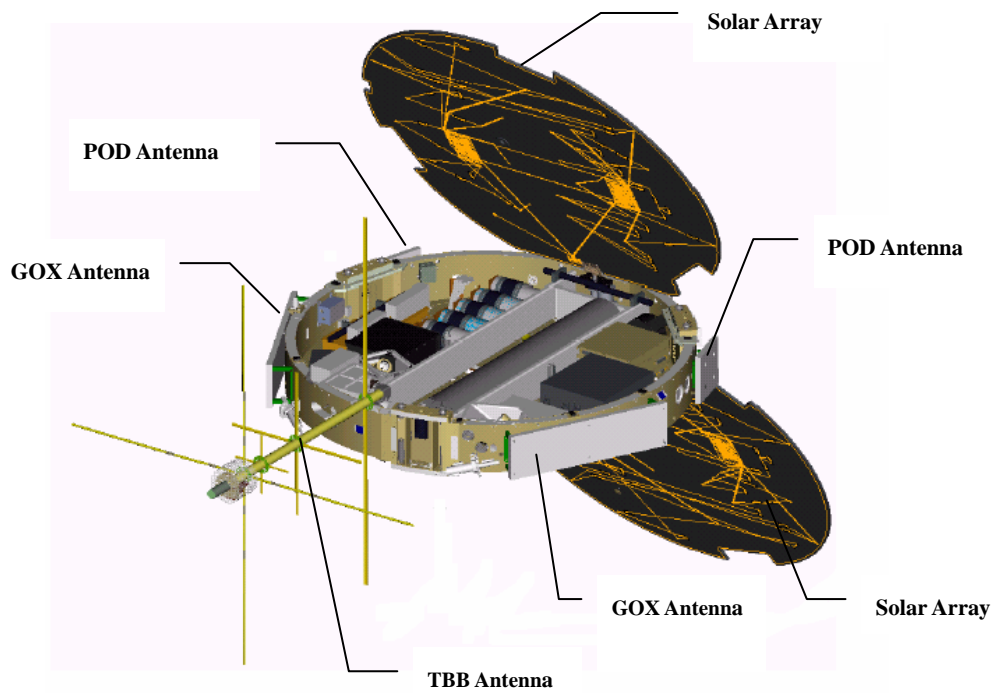


圖 5-1 福衛三號衛星本體構造圖

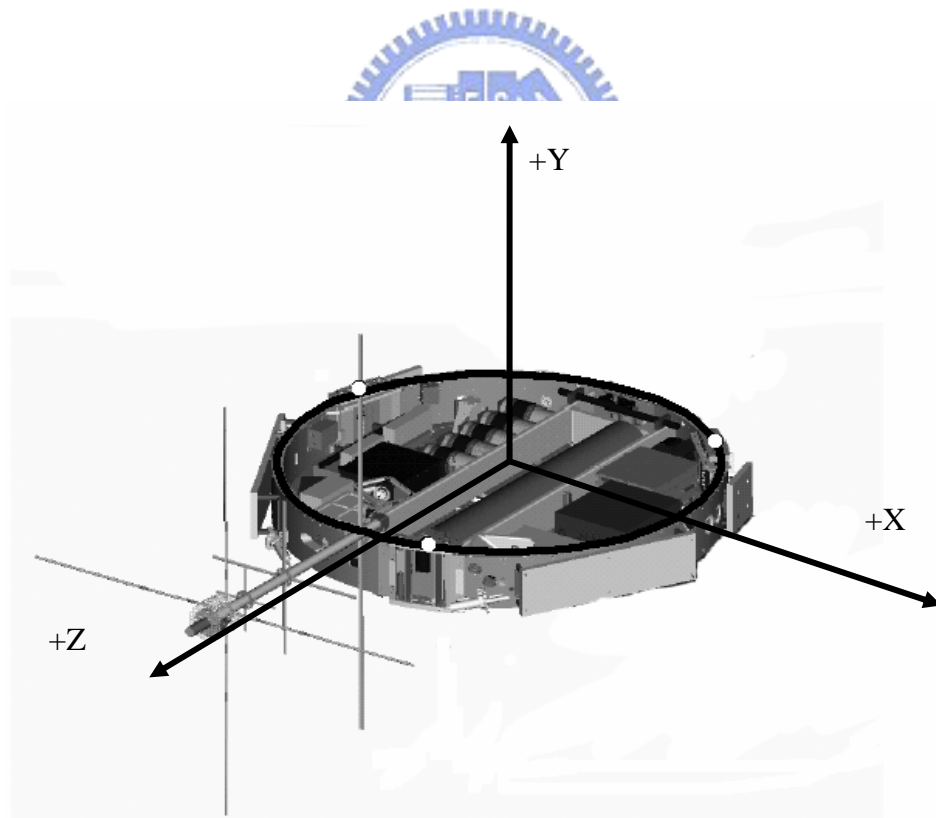


圖 5-2 福衛三號衛星幾何坐標系示意圖

5-2 福衛三號軌道模擬

5-2-1 衛星參數設定

福衛三號計畫至今為止，已完成第一顆衛星至第六顆衛星(FM1~FM6)的組裝，也完成了第一顆至第四顆衛星(FM1~FM4)衛星本體的物理量測，如：POD 天線中心位置、GOX 天線位置及幾何中心位置等等。考慮到福衛三號軌道設計分成兩階段，第一階段是暫駐軌道(parking orbit)，第二階段是執行任務之任務軌道(final orbit)，高度約 700~800 公里。因此進行模擬時所給定的衛星軌道元素初始狀態，將軌道高度設定為 800 公里，其他衛星軌道元素則採用由國家太空中心網頁所公佈之數值，設定值如表 5-1。

為了模擬福衛三號 POD+X、POD-X 兩個天線之觀測量，必須修改 Bernese 軟體中「SATELLIT」此一檔案，檔案位於 Bern50\GPS\GEN 資料夾下。在檔案中的「PART 1: PHYSICAL SATELLITE PARAMETERS」部分，輸入衛星 PRN 碼、衛星質量、面積質量比，圖 5-3 說明其格式。「PART 2: ON-BOARD SENSOR」部分，輸入 PRN 碼及衛星/天線名稱、兩天線相位中心在衛星幾何坐標系之坐標 (sensor offsets)，天線的天頂向量 (sensor boresight vector) 以及天線方位角向量 (sensor azimuth vector)，圖 5-4、圖 5-5 說明檔案格式。

在此，本文選擇了福衛三號計畫中的第三顆衛星 (FM3) 為實驗對象，經實際量測所得之衛星物理參數，如表 5-2 所示。模擬時便依此數據，修改「SATELLIT」檔案，本文於此檔案中新增一顆模擬的衛星，給予衛星 PRN 碼為 931。由於衛星上裝有兩個天線，因此在衛星/天線名稱部分分別給予 COSFL31、COSB L31 編號，代表為同一衛星的兩個天線。天線的天頂向量 (sensor boresight vector) 以及天線方位角向量 (sensor azimuth vector)，則依據天線法線與 X 軸之夾角決定，(5-1) 式至 (5-4) 式：

Sensor boresight vector :

$$\text{POD+X: } X = \cos \alpha, Y = 0, Z = -\sin \alpha \quad (5-1)$$

$$\text{POD-X: } X = -\cos \beta, Y = 0, Z = -\sin \beta \quad (5-2)$$

Sensor azimuth vector :

$$\text{POD+X: } X = -\sin \alpha, Y = 0, Z = -\cos \alpha \quad (5-3)$$

$$\text{POD-X: } X = \sin \beta, Y = 0, Z = -\cos \beta \quad (5-4)$$

本文模擬所使用之衛星相關數據，則列於表 5-3。

表 5-1 初始軌道元素設定值

軌道元素(初始狀態)	福衛三號
長半徑(Semi-major axis)	7178.137km(800+6378.137)
偏心率(Eccentricity)	0.001
傾角(Inclination)	72 度
近地點變角(Argument of the Perigee)	0 度
升交點赤經(Right Ascension of the Ascending Node)	24 度
平近點角(Mean Anomaly)	0 度

PART 1: PHYSICAL SATELLITE PARAMETERS

RADIATION PRESSURE MODEL : T980301 (ROCK MODEL T, FLIEGEL ET AL, 1992)

PRN	BLOCK NO.	COSPAR ID	ATTITUDE FLAG	START TIME YYYY MM DD HH MM SS	END TIME YYYY MM DD HH MM SS	MASS (KG)	AREA/MASS (M2/KG)	RAD.PRESS MODEL	DPO (1.E-8)
931	931		1	2000 07 15 12 00 00	2099 12 31 23 59 59	70.0	0.0100	0	0.0000
2	2	1989-044A	0	1989 06 10 00 00 00	2004 05 12 23 59 59	880.0	0.0000	1	-0.0373
2	4	2004-045A	0	2004 11 06 00 00 00		1100.0	0.0000	1	0.0000
3	1	1985-093A	0	1985 10 09 00 00 00	1994 04 13 23 59 59	521.8	0.0000	1	0.1788
3	3	1996-019A	0	1996 03 28 00 00 00		975.0	0.0000	1	-0.0395
4	1	1978-020A	0	1978 02 22 00 00 00	1985 07 17 23 59 59	521.8	0.0000	1	0.0000
4	3	1993-068A	0	1993 10 26 00 00 00		975.0	0.0000	1	-0.0502

圖 5-3 模擬時須設定的衛星物理參數

PART 2: ON-BOARD SENSORS

PRN	SATELLITE NAME	START TIME YYYY MM DD HH MM SS	END TIME YYYY MM DD HH MM SS
931	COSF L31	2000 07 15 12 00 00	2099 12 31 23 59 59
931	COSB L31	2000 07 15 12 00 00	2099 12 31 23 59 59
1	MW TRANSM. BLOCK IIA	1992 11 22 00 00 00	
2	MW TRANSM. BLOCK II	1989 06 10 00 00 00	2004 05 12 23 59 59
2	MW TRANSM. BLOCK IIR	2004 11 06 00 00 00	

圖 5-4 模擬時須設定的衛星/天線名稱

表 5-2 實際量測之衛星物理參數

FM3 衛星	POD+X	POD-X
X(m)	0.4721	-0.4702
Y(m)	-0.0006	-0.0008
Z(m)	-0.2697	-0.2745
天線法線與 X 軸之夾角	14.81°	15.35°
質量	70kg	

SENSOR OFFSETS (M)			SENSOR BORESIGHT VECTOR (U)			SENSOR AZIMUTH VECTOR (N)		
DX	DY	DZ	X	Y	Z	X	Y	Z
0.4721	-0.0006	-0.2697	0.9667	0.0000	-0.2556	-0.2556	0.0000	-0.9667
-0.4702	-0.0008	-0.2745	-0.9643	0.0000	-0.2647	0.2647	0.0000	-0.9643
0.2794	0.0000	1.0230	0.0000	0.0000	1.0000	1.0000	0.0000	0.0000
0.2794	0.0000	1.0230	0.0000	0.0000	1.0000	1.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	1.0000	1.0000	0.0000	0.0000
0.2100	0.0000	0.8540	0.0000	0.0000	1.0000	1.0000	0.0000	0.0000

圖 5-5 模擬時設定 POD 天線的相關參數

表 5-3 模擬 FM3 衛星時所使用的數據

FM3 衛星		POD+X	POD-X
衛星 PRN 碼	931		
衛星天線名稱		COSF L31	COSB L31
Sensor boresight vector	$\bar{X}(m)$	0.9667	-0.9643
	$\bar{Y}(m)$	0.0000	0.0000
	$\bar{Z}(m)$	-0.2556	-0.2647
Sensor azimuth vector	$\bar{X}(m)$	-0.2556	0.2647
	$\bar{Y}(m)$	0.0000	0.0000
	$\bar{Z}(m)$	-0.9667	-0.9643
面積質量比 (area/mass)	0.01		

5-2-2 軌道模擬程序

本文採用表 5-1 之初始軌道元素，以 Bernese 軟體中的積分器來產生福衛三號衛星的初始軌道，選定 2004 年 4 月 11 日的 GPS 精密星曆獲得 GPS 衛星軌道，以此兩種不同之軌道來模擬福衛三號衛星上前後兩個 POD 天線所接收的 GPS 觀測量。接著使用所模擬的 GPS 觀測量進行精密定軌程序，來反推由積分器產生的福衛三號軌道。由於目前仍無福衛三號姿態角檔案，因此模擬出的福衛三號軌道為衛星幾何中心軌道，非質量中心軌道。流程見圖 5-6，步驟說明如下：

步驟 1. 建立福衛三號模擬軌道：

A. 輸入檔案：

軌道元素檔案：福衛三號初始軌道狀態，副檔名為 ELE。

B. 輸出檔案：

福衛三號初始軌道：Bernese 標準格式之軌道，副檔名為 STD

ORBGEN.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 2. 建立 GPS 衛星標準軌道：

A. 輸入檔案：

GPS 精密星曆：由伯恩大學之 FTP 站下載的 GPS 精密星曆，其副檔名為 EPH。

B. 輸出檔案：

GPS 衛星標準軌道：Bernese 軟體自訂的標準軌道格式，其副檔名為 STD。

ORBGEN.L01：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 3. 模擬福衛三號的 GPS 觀測資料：

此步驟除了模擬出 GPS 觀測量外，還分別在電碼觀測量與相位觀測量中，加入 0.100m 與 0.001m 的 random noise。

A. 輸入檔案：

GPS 衛星標準軌道

福衛三號標準軌道

高取樣率 GPS 時錶差

B. 輸出檔案：

福衛三號的 GPS 觀測資料：電碼觀測資料檔頭，副檔名為 CZH；電碼觀測資料量，副檔名為 CZO；相位觀測資料檔頭，副檔名為 PZH；相位觀測資料量，副檔名為 PZO。

GPSSIM.L00：成果說明檔，說明該程式之執行概況。

步驟 4. 進行簡動力法解算軌道程序：

使用模擬之 GPS 觀測資料進行簡動力法定軌程序。

步驟 5. 進行動態法解算軌道程序：

使用模擬之 GPS 觀測資料進行動態法定軌程序。



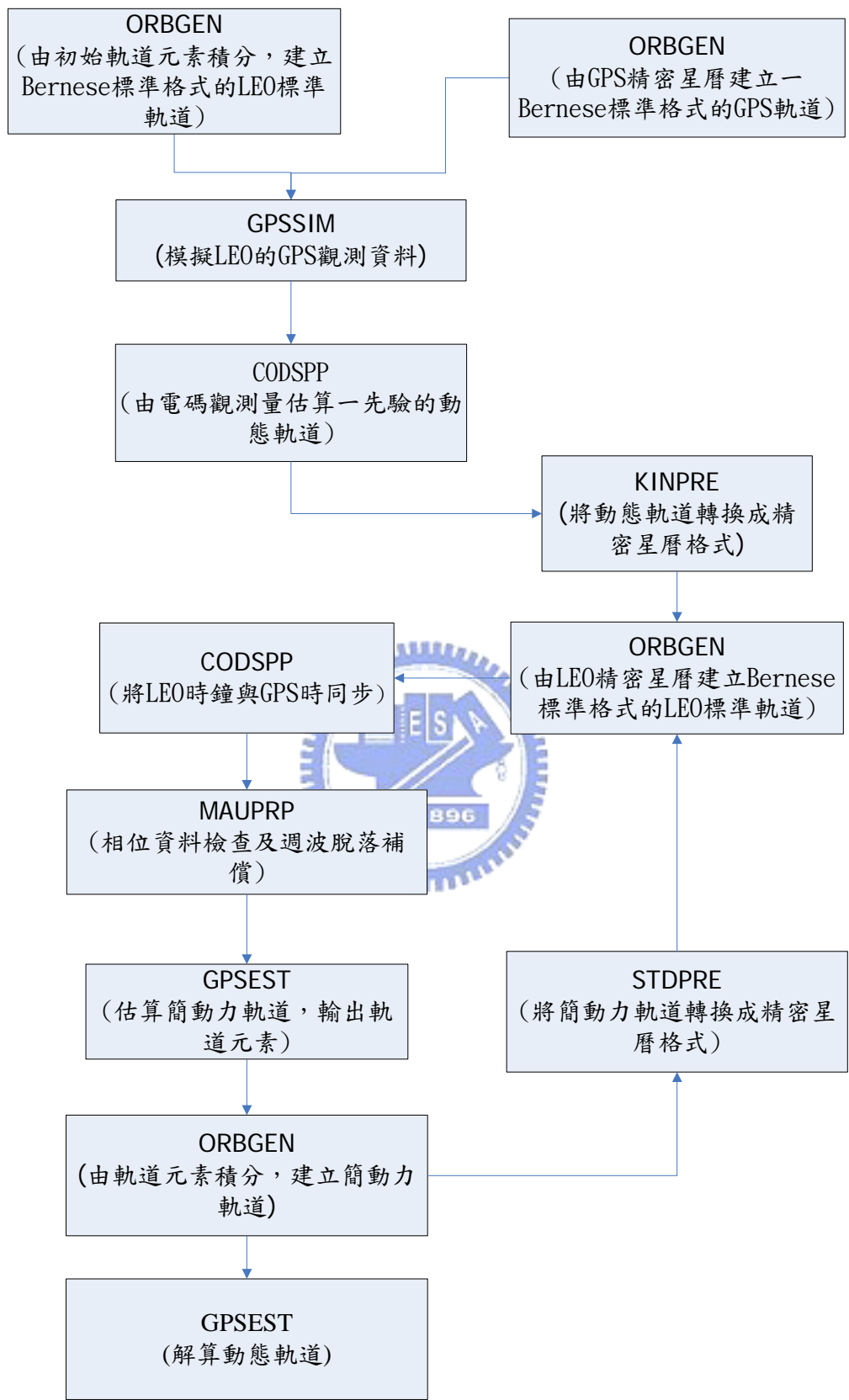


圖 5-6 模擬福衛三號軌道流程

5-3 模擬定軌成果

進行定軌程序後，本文使用兩種方式來模擬福衛三號軌道並評估其成果是否良好：

1. 由 POD+X 與 POD-X 兩個天線，所求解之衛星幾何中心軌道與初始軌道進行比對。
2. 分別求解 POD+X 與 POD-X 兩個天線中心之軌道，計算兩天線間之距離與實際量測值進行比對。

圖 5-7 展示出模擬的 POD+X 天線、POD-X 天線與 CHAMP 衛星的 POD 天線，所能接收到的 GPS 衛星觀測量。以福衛三號衛星來說，由衛星兩側天線所能各自接收到的 GPS 衛星大約是 2~9 顆，約有 40% 的觀測量是 4 顆以下，而 CHAMP 衛星所能接收到約 1~12 顆，但 90% 的觀測量以上大於 6 顆。兩者相較之下，福衛三號衛星單一天線所能接收到的衛星訊號明顯的少於 CHAMP 衛星。表 5-4 則顯示了福衛三號衛星與 CHAMP 衛星的 POD 天線幾何不同之處。CHAMP 衛星的 POD 天線裝置在衛星本體上方，天線的法向量朝向天頂方向，而福衛三號的 POD 天線裝置在衛星兩側，而且天線的法向量並非朝向天頂方向，此種情形對於 GPS 衛星訊號的接收產生了一定的影響，使兩個 POD 天線僅能各自接收特定一方向的 GPS 訊號，而導致所能接收的 GPS 衛星訊號過少，動態法定軌精度將受其影響。

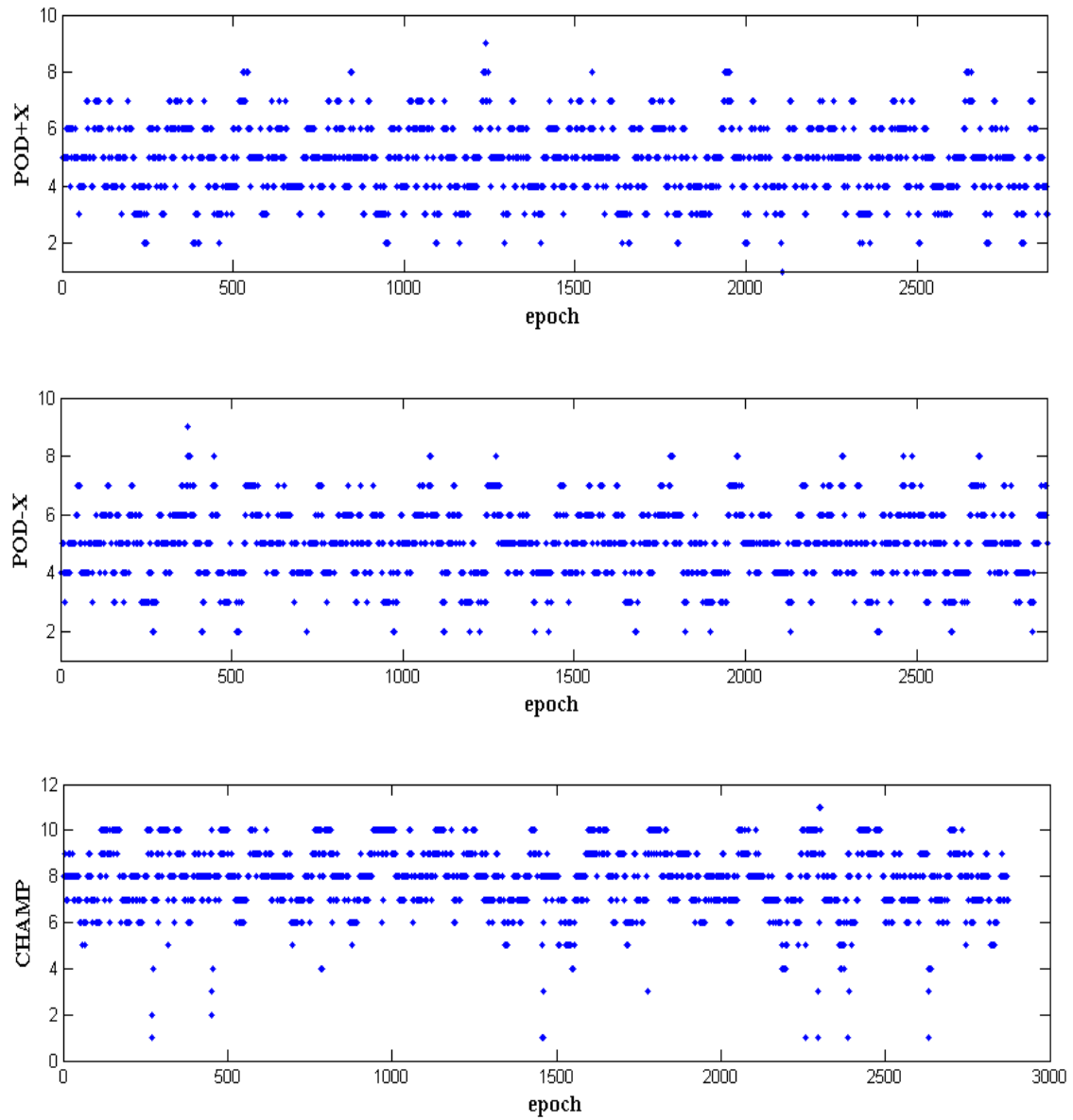


圖 5-7 模擬福衛三號衛星與 CHAMP 衛星實際一天 POD 天線接收 GPS 衛星
觀測量示意圖

表 5-4 福衛三號衛星與 CHAMP 衛星 POD 天線的相關資訊

		POD+X (FM3)	POD-X (FM3)	CHAMP
天線中心位置 (Sensor offsets)	X(m)	0.4721	-0.4702	-1.4880
	Y(m)	-0.0006	-0.0008	0.0000
	Z(m)	-0.2697	-0.2745	-0.3928
Sensor boresight vector	X(m)	0.9667	-0.9643	0.0000
	Y(m)	0.0000	0.0000	0.0000
	Z(m)	-0.2556	-0.2647	-1.0000
Sensor azimuth vector	X(m)	-0.2556	0.2647	1.0000
	Y(m)	0.0000	0.0000	0.0000
	Z(m)	-0.9667	-0.9643	0.0000

5-3-1 幾何中心軌道比對成果

比對成果同樣以徑向、沿軌道方向、橫向三方向展示。如圖 5-8、圖 5-9，以簡動力法反推初始軌道，與初始軌道差異最大值：在 POD+X 天線方面，為沿軌道方向的 0.045m；在 POD-X 天線方面，為徑向的 0.027m。表 5-5 為徑向、沿軌道方向、橫向三方向差異量之統計。由差異量的均方根來看，無論是 POD+X 天線，或是 POD-X 天線，在三個方向上約為 0.01m。

由以上成果來看，利用簡動力法反推初始軌道的成果算為良好，可幾乎回復初始軌道。但須注意的一點是，本文進行之模擬狀況為理想狀況，並非真實狀況，與初始軌道差異的均方根，所代表的意義是以簡動力法是否能回復初始軌道，並非代表實際上以簡動力法求解福衛三號軌道的精度。

利用動態法反推初始軌道，與初始軌道比對的差異，如圖 5-10、圖 5-11 所示。其差異的最大值：在 POD+X 天線方面，為橫向的 71.912m；在 POD-X 天線方面，為橫向的 65.399m。表 5-6 為差異量的統計表，由均方根來看，POD+X 天線與 POD-X 天線與初始軌道差異的均方根值為 1~5m，其成果不佳。

本文假定軌道的差異量超過 1m 的數據為粗差，將粗差去除後再行統計分析，如圖 5-12、圖 5-13，由圖可知，大部分的差異量仍在 0.500m 以內。表 5-7 所示為去除粗差後的統計值，由均方根來看，POD+X 天線在徑向為 0.079m、沿軌道方向為 0.140m、橫向為 0.101m；POD-X 天線在徑向為 0.134m、沿軌道方向為 0.083m、橫向為 0.122m。由此可知，若無粗差存在，以動態法反推初始軌道也可獲得不錯的成果，但若要達到完全回復至初始軌道的目標，尚有改善的空間。



表 5-5 模擬福衛三號簡動力法定軌成果與初始軌道差異統計表

POD+X	MEAN(m)	STDEV(m)	MAX(m)	MIN(m)	RMS(m)
Radial	0.001	0.011	0.041	-0.028	0.011
Along-track	0.001	0.012	0.040	-0.045	0.012
Cross-track	0.002	0.011	0.035	-0.021	0.011
POD-X	MEAN(m)	STDEV(m)	MAX(m)	MIN(m)	RMS(m)
Radial	-0.001	0.010	0.027	-0.030	0.010
Along-track	0.002	0.010	0.026	-0.020	0.010
Cross-track	-0.002	0.008	0.013	-0.026	0.008

表 5-6 模擬福衛三號動態法定軌成果與初始軌道差異統計表

POD+X	MEAN(m)	STDEV(m)	MAX(m)	MIN(m)	RMS(m)
Radial	0.075	1.181	11.900	-9.806	1.183
Along-track	-0.117	5.308	66.829	-68.131	5.308
Cross-track	-0.077	5.067	38.995	-71.912	5.066
POD-X	MEAN(m)	STDEV(m)	MAX(m)	MIN(m)	RMS(m)
Radial	-0.173	1.443	4.270	-17.813	1.453
Along-track	0.004	0.707	12.268	-3.313	0.707
Cross-track	-0.066	3.480	8.381	-65.399	3.480

表 5-7 去除粗差後的模擬福衛三號動態法定軌成果與初始軌道差異統計表

POD+X	MEAN(m)	STDEV(m)	MAX(m)	MIN(m)	RMS(m)
Radial	-0.006	0.081	0.443	-0.646	0.079
Along-track	-0.005	0.144	0.756	-0.844	0.140
Cross-track	-0.005	0.104	0.651	-0.958	0.101
POD-X	MEAN(m)	STDEV(m)	MAX(m)	MIN(m)	RMS(m)
Radial	-0.011	0.133	0.826	-0.994	0.134
Along-track	0.008	0.083	0.539	-0.398	0.083
Cross-track	-0.014	0.121	0.862	-0.993	0.122

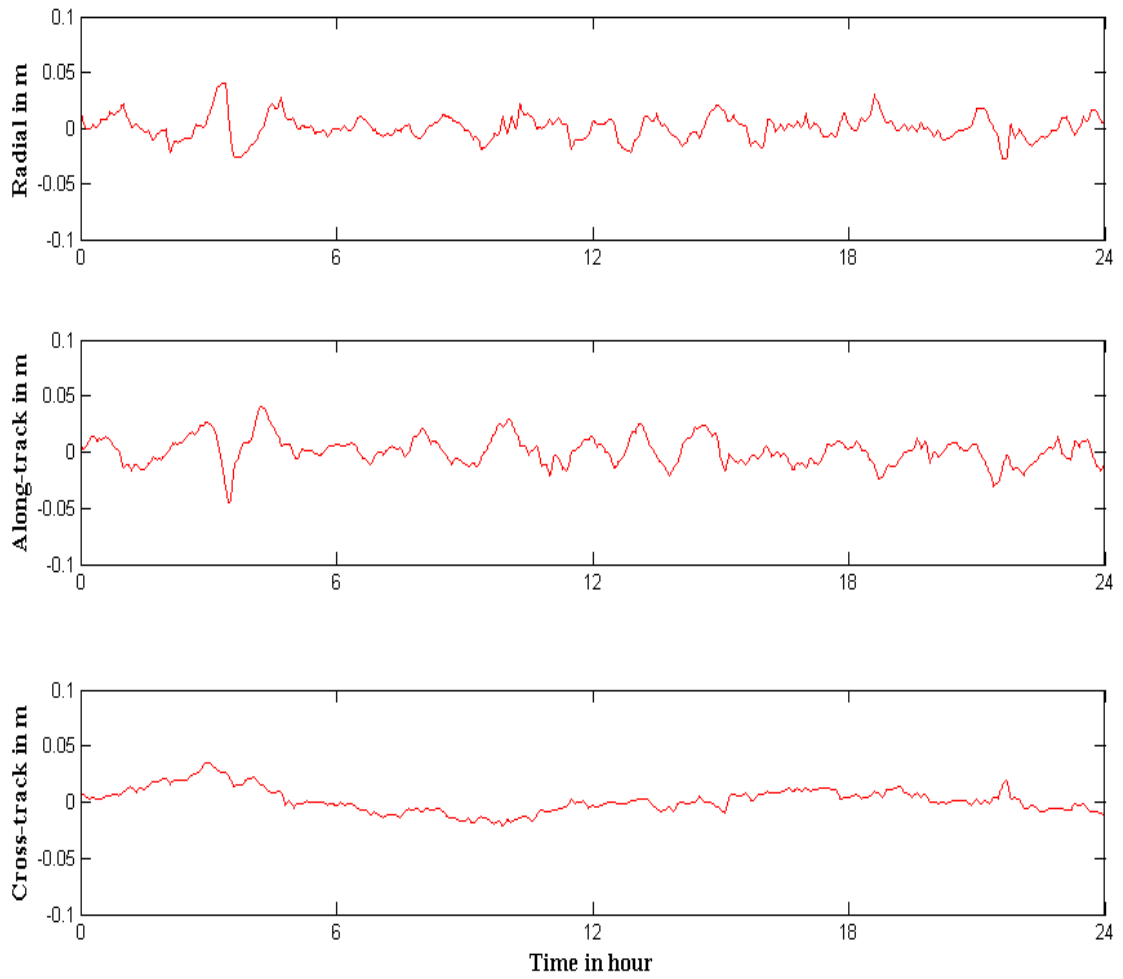


圖 5-8 模擬福衛三號 POD+X 天線簡動力法定軌成果與初始軌道差異圖

單位：m

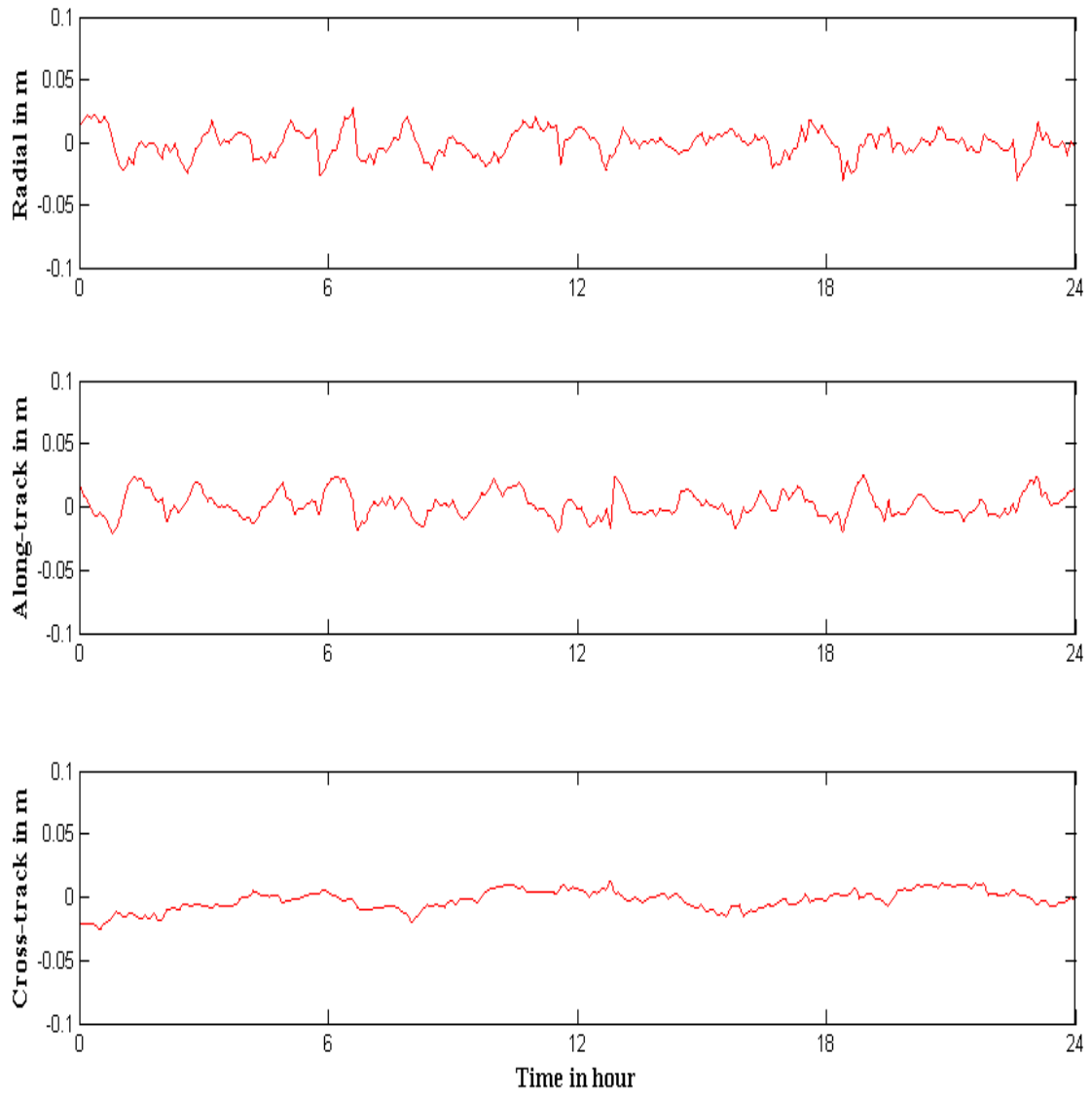


圖 5-9 模擬福衛三號 POD-X 天線簡動力法定軌成果與初始軌道差異圖

單位：m

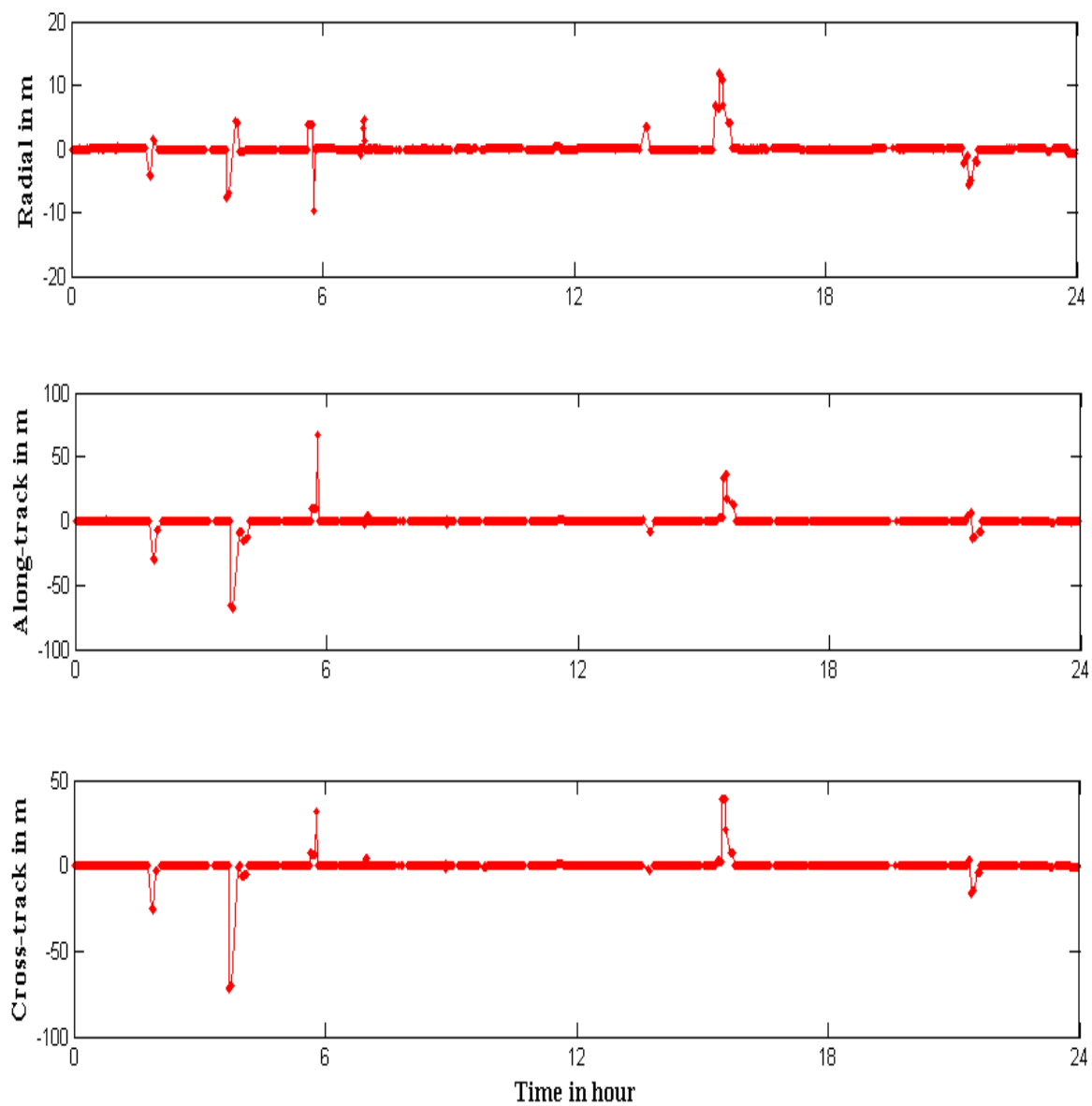


圖 5-10 模擬福衛三號 POD+X 天線動態法定軌成果與初始軌道差異圖 單位：m

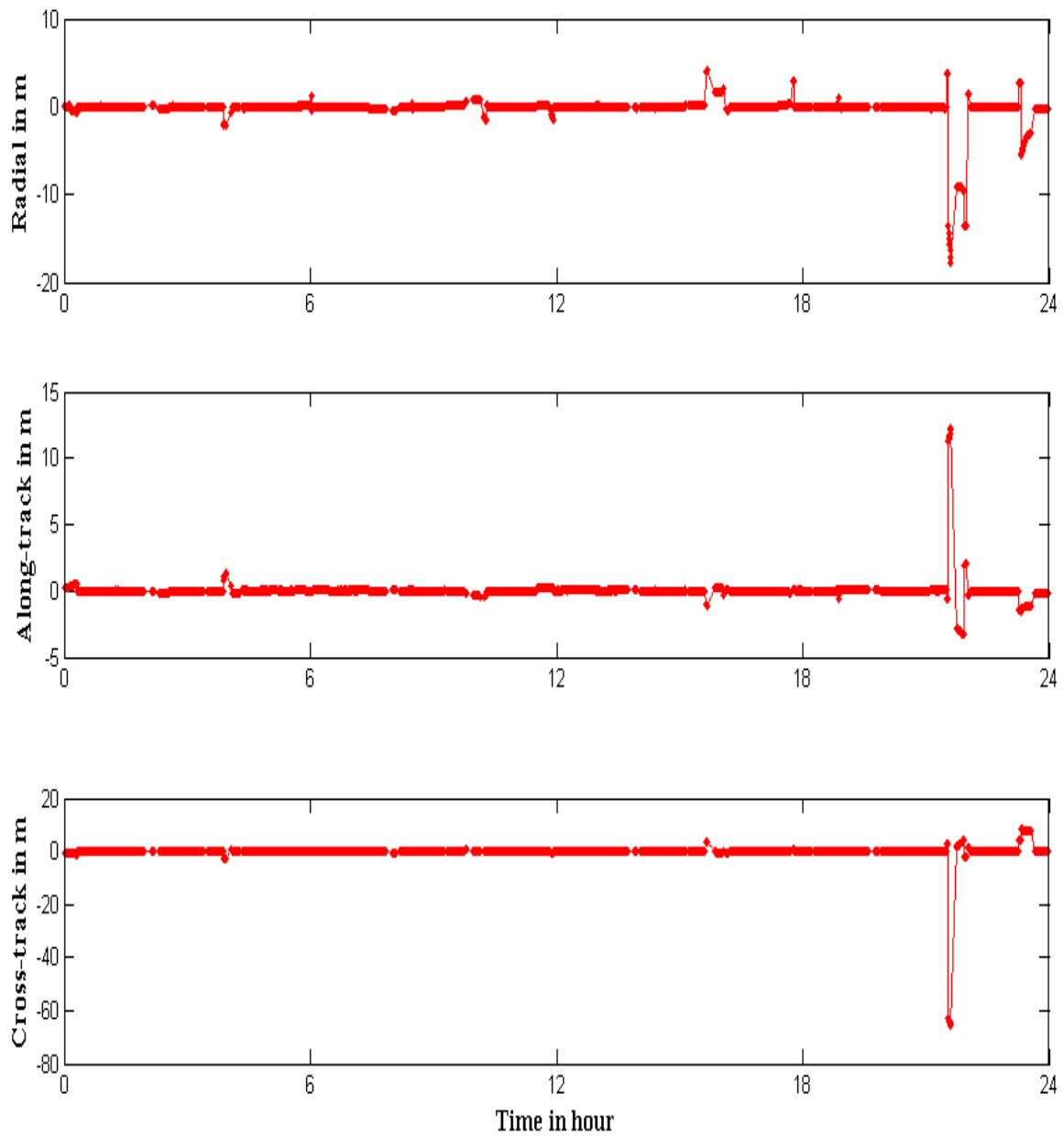


圖 5-11 模擬福衛三號 POD-X 天線動態法定軌成果與初始軌道差異圖 單位：m

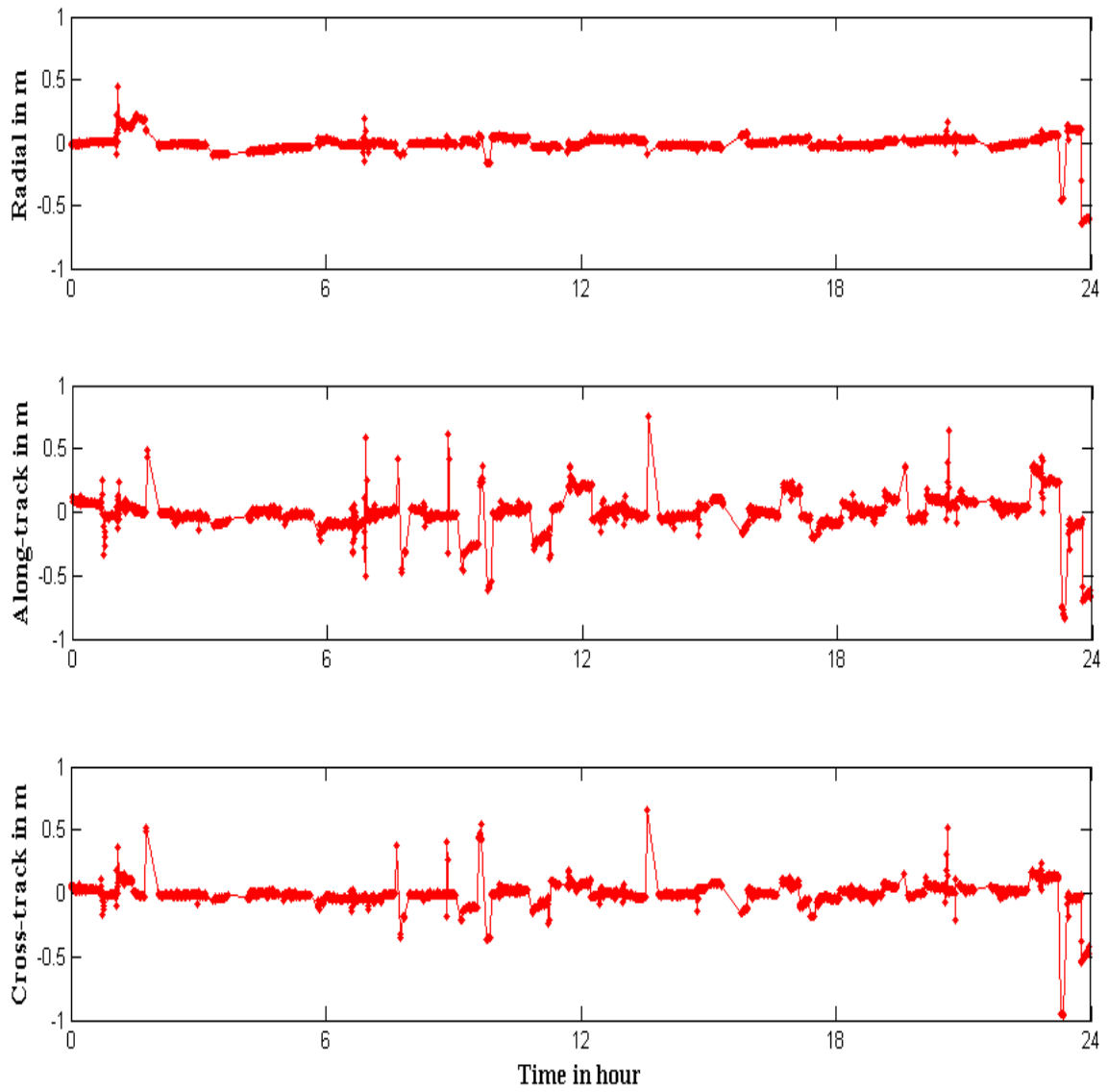


圖 5-12 去除粗差之模擬福衛三號 POD+X 天線動態法定軌成果與初始軌道

差異圖 單位：m

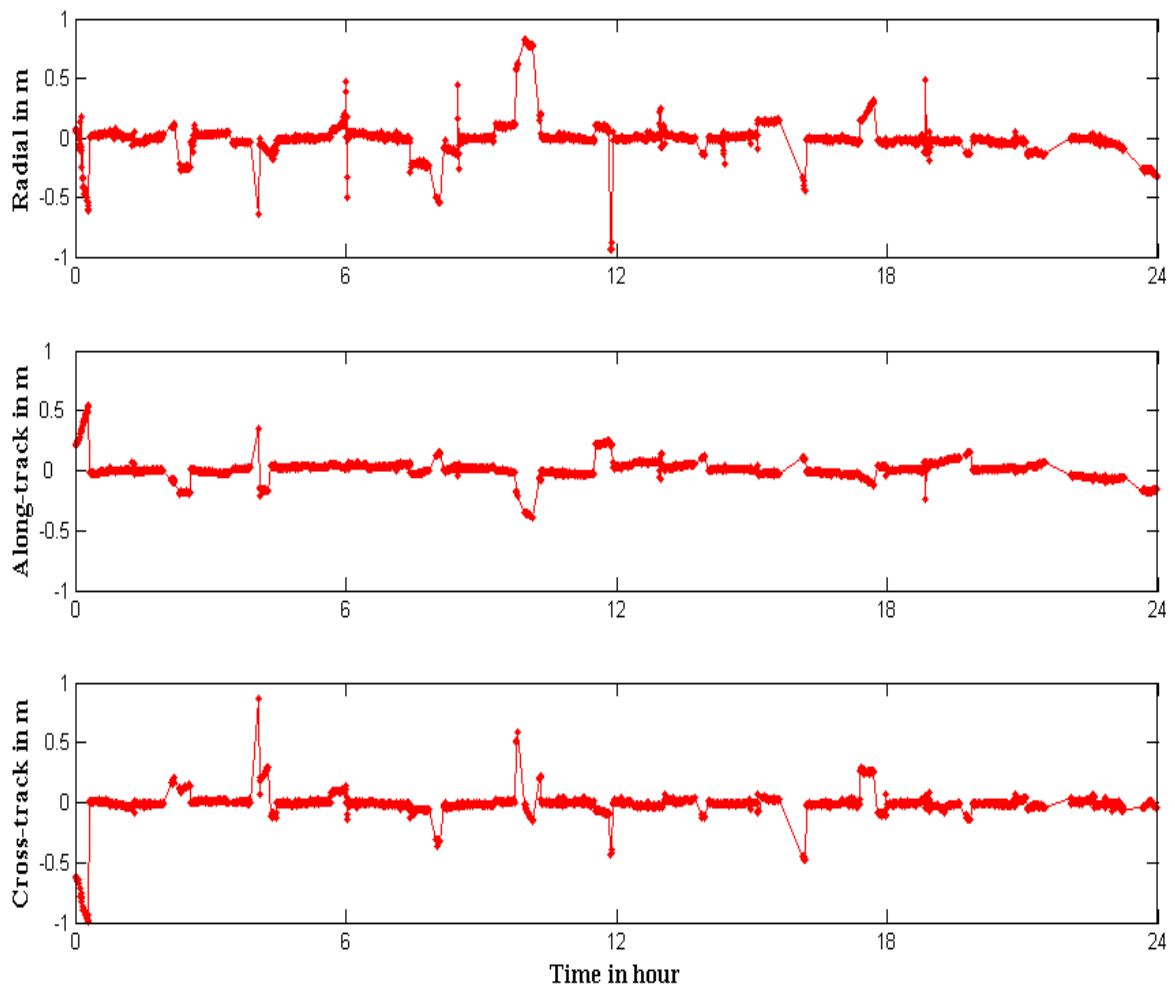


圖 5-13 去除粗差之模擬福衛三號 POD-X 天線動態法定軌成果與初始軌道差異圖

單位：m

5-3-2 天線相對距離比對成果

由 FM3 衛星經實際量測後的數據，本文以兩天線在衛星幾何中心坐標系之坐標計算相對距離 d ，再求解兩天線之坐標，接著計算每個 epoch 的天線相對距離 d_{FB} ，如圖 5-14 所示。接著以 d 、 d_{FB} 進行比對。比對成果分為簡動力法求解之成果與動態法求解之成果。

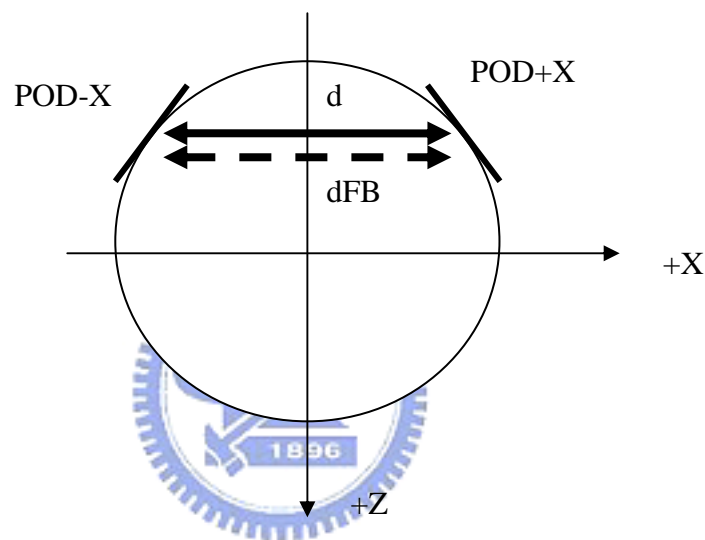


圖 5-14 福衛三號 POD 天線相對距離示意圖

簡動力法求解部分：圖 5-15 給出實際量測所得已知值與解算模擬後求得之值的差異，差異值的震盪都在正負 0.100m 以內，其最大值約為 0.06m。表 5-8 為差異量之統計，由均方根來看，差異量的均方根為 0.021m，所求解之成果可說是良好。動態法求解部分：圖 5-16 為實際量測所得已知值與解算模擬資料後求得之值的差異，其差異最大值為 75.824m。表 5-9 上半部為差異量之統計，其均方根為 5.974m，成果不佳。同樣地，動態法求解的部分，把相對距離的差異量超過 1m 視為粗差，並將粗差消去後，再行統計。圖 5-17 為消去粗差後的差異圖，可看到差異量的震盪仍大，但絕大部分的差異量再

0.200m 以內。表 5-9 下半部為消去粗差後的差異量統計，均方根為 0.201m，因此在動態法求解方面，仍有待改善。

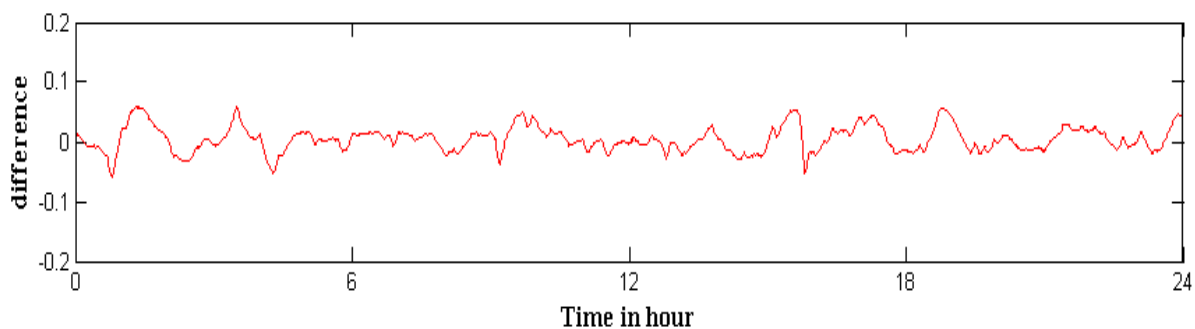


圖 5-15 簡動力法求解福衛三號 POD 天線相對距離與實測值差異圖 單位：m

表 5-8 簡動力法求解福衛三號 POD 天線相對距離與實測值差異量統計表

MEAN(m)	STDEV(m)	MAX(m)	MIN(m)	RMS(m)
0.005	0.021	0.059	-0.058	0.021

表 5-9 動態法求解福衛三號 POD 天線相對距離與實測值差異量統計表

	MEAN(m)	STDEV(m)	MAX(m)	MIN(m)	RMS(m)
原始求解值	-1.239	6.628	0.681	-75.824	5.974
去除粗差後	-0.038	0.197	0.681	-0.987	0.201

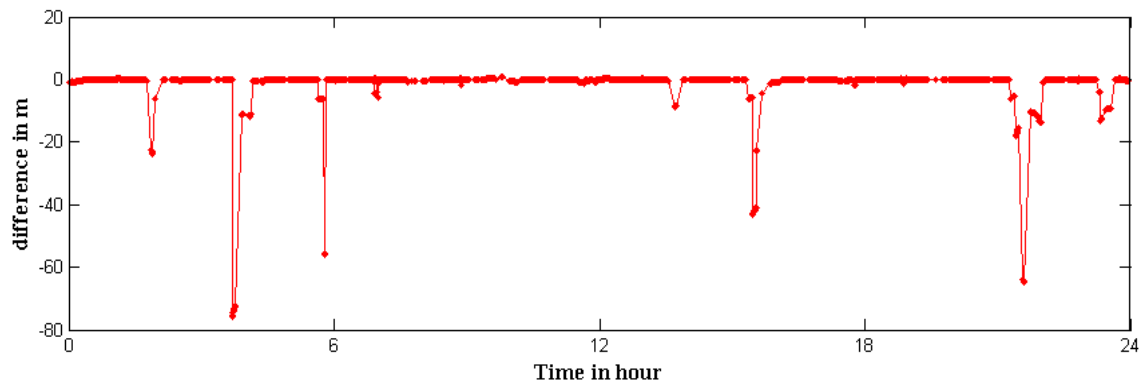


圖 5-16 動態法求解福衛三號 POD 天線相對距離與實測值差異圖 單位：m

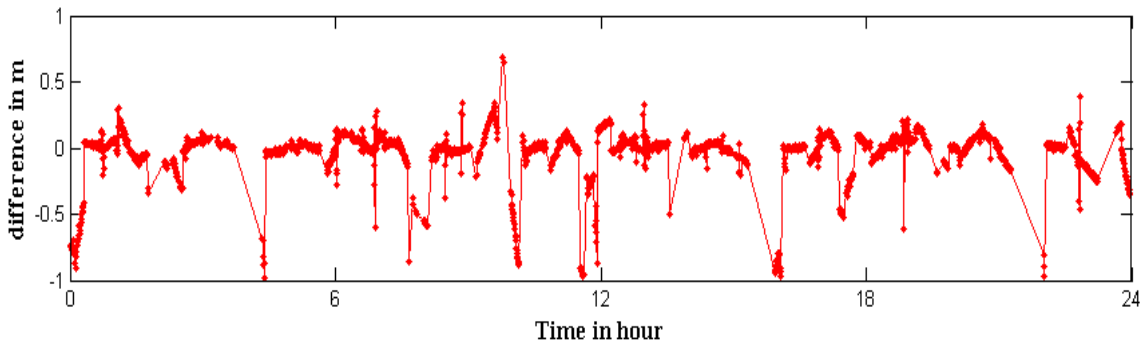


圖 5-17 去除粗差後的動態法求解福衛三號 POD 天線相對距離與實測值差異圖
單位：m

本模擬實驗中，以動態法求解模擬資料無法完全回復初始軌道，推估原因為觀測量不足：位於衛星本體兩側的 POD 天線，各自所能接收到的 GPS 衛星訊號過少，約有 40% 的 epoch 所能觀測到之衛星顆數為 4 顆以下，由於 Bernese 軟體內程式的演算法限制，以動態法求解衛星軌道，每個 epoch 的觀測量至少需有 4 顆衛星，來估計每個 epoch 的三個坐標值和接收儀時錶差，而低於 4 顆衛星的觀測量將無法求解。視為粗差的 epoch，其觀測量為 4 或 5 顆 GPS 衛星，導致進行平差求解時，無多餘觀測量或是多餘觀測量太少，降低求解精度。簡動力法則是有動力模式可補足觀測量缺少的部分，因此並無所謂的粗差產生。

以 POD-X 天線為例，利用觀測資料求得 GPS 衛星與天線相位中心距離 d 、質心與天線相位中心距離 s ，將 d 歸算為 GPS 衛星與質心的距離 d' 。計算方式如下：

步驟 1：由 d 、 s 及 d' 的初始值求得 $\cos \theta$ ，以 b 代表，如 (5-1) 式。

$$\cos \theta = \frac{d^2 + d'^2 - s^2}{2dd'} = b \quad (5-1)$$

步驟 2：利用半角公式求得 $\sin \frac{\theta}{2}$ ，如 (5-2) 式、(5-3) 式。

$$\cos \theta = 1 - 2\sin^2 \frac{\theta}{2} = b \quad (5-2)$$

$$\sin \frac{\theta}{2} = \sqrt{\frac{1-b}{2}} \approx \frac{\theta}{2} \quad (5-3)$$

步驟 3：計算天線相位中心與 GPS 衛星與質心連線通過天線盤之點的距離 a ，如 (5-4) 式。

$$a = 2d \sin \frac{\theta}{2} = 2d \sqrt{\frac{1-b}{2}} \approx d\theta \quad (5-4)$$

步驟 6：計算歸算改正量 Δd ，如 (5-5) 式

$$\Delta d = \sqrt{s^2 - a^2} = s \sqrt{1 - \left(\frac{a}{s}\right)^2} \approx s \left[1 - \frac{1}{2} \left(\frac{a}{s}\right)^2 \right] \quad (5-5)$$

步驟 7：計算 GPS 衛星與質心的距離 d' ，如 (5-6) 式。

$$d' = d + \Delta d \quad (5-6)$$

此方法須迭代計算，另外由於 GPS 衛星與低軌衛星的距離甚長， θ 值趨近於 0， $\cos \theta$ 值趨近於 1，對於計算過程會產生很大的誤差，有可能造成計算的 Δd 值不

可靠。

除了歸算的誤差外，還需考慮的問題有：1.連結兩天線至接收儀的纜線長度不一致，對於兩天線資料接收的時間有所影響，需對其進行改正。2.發展天線歸算的軟體，依此方法發展一軟體，將兩天線的觀測資料合併，重新產生一 RINEX 標準格式的觀測資料檔，以直接應用於 Bernese 軟體定軌程序中。此天線歸算方法仍有待實驗，建議為未來研究方向之一。



第六章 結論與建議

- 一、以 CHAMP GPS 觀測資料解算 2004 年 4 月 11~17 日之七天軌道，與 GFZ 公佈之 RSO 的差異轉換至 RTN 三方向顯示簡動力法在徑向方向最大差異量為 0.334m、沿軌道方向為 0.304m、橫向方向為 0.505m，軌道最大差異量為橫向方向。但以整體精度來看，解算軌道之均方根值為公分量級，此一部分研究之成果，可算為良好。
- 二、以動態法解算同樣七天 CHAMP 軌道，與 GFZ 公佈之 RSO 的差異轉換至 RTN 三方向顯示，在徑向方向最大差異量為 1.384m、沿軌道方向為 0.838m、橫向方向為 0.881m，軌道最大差異量為徑向。雖然最大差異量與簡動力法解算之成果有顯著的不同，解算軌道之均方根值為公分量級。
- 三、進行 Normal point 程序，以 120 秒為時間間隔，將每四個 epoch 的三個坐標值進行處理，最後成果為每 120 秒一個 epoch 的三個坐標值，做為解算地球重力場模型之前處理。經此一程序後，可提升動態軌道精度約 2~3 公分。
- 四、以零次差模式進行低軌衛星軌道解算，優點為解算速度快，不需引入大量的 IGS 地面控制網。但此方法成功的條件必須有高精度的 GPS 精密星曆與高取樣率 GPS 時錶差檔案。目前高取樣率 GPS 時錶差是由 CODE 所提供，建議如何解算高取樣率 GPS 時錶差，或是使用二次差模式求解衛星軌道做一研究，以應用於福衛三號計畫。
- 五、福衛三號衛星軌道之模擬，在理想情況下，簡動力法求解模擬資料之軌道與

初始軌道之差異，整體之精度約為 0.01m。利用簡動力法確實可由模擬之 GPS 觀測資料以回復初始軌道。而動態法求解模擬資料之軌道，其均方根約 1m~5m，成果不佳，若消去粗差後，其均方根值約為 0.150m 左右，但無法達到類似簡動力法的成果，目前以動態法解算模擬資料以回復初始軌道方面，仍有問題待克服。

六、模擬福衛三號時，天線所接收到 GPS 衛星的訊號僅有四顆或低於四顆造成觀測量不足是動態法解算模擬軌道仍有問題的部分，由於 Bernese 軟體無同時處理兩個天線資料，化算至衛星質量中心的模式，因此僅能一次解算一個天線的資料，此時便會有觀測量不足的情況發生，在某些 epoch 無法解算出衛星位置，或是無多餘觀測量，而導致動態定軌成果不佳。建議未來可將福衛三號的兩個 POD 天線觀測資料合併，預期可得較佳的成果。



參考文獻

李宜珊，2004。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。

郭金運，2004。由星載 GPS 數據進行 CHAMP 衛星定軌和地球重力場模型解算，山東科技大學博士論文，山東。

許淑珍，2004。利用 CHAMP GPS 資料決定衛星軌道及地球重力模型，國立交通大學碩士論文，新竹。

張莉雪，2003。中華衛星三號軌道擾動力模式，國立交通大學碩士論文，新竹。

曾清涼、儲慶美，1999。GPS 衛星測量原理與應用，國立成功大學衛星資訊中心，台南。

葉大綱，2001。GPS 靜態及動態定位校正系統建立：Bernese 研究軟體應用及基線精度研究報告，財團法人工業技術研究院，量測中心，新竹。

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.

Bock, H., G. Beutler and U. Hugentobler, 2001. Kinematic orbit determination for low earth orbiters (LEOs), IAG 2001 Scientific Assembly, Budapest, Vistas for Geodesy in the New Millennium, (eds) Adam, J. and K. P. Schwarz, Springer IAG, 2001. Vol. 125, pp.322-328.

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.

CDDIS Home page. <http://cddis.gsfc.nasa.gov/>.

GFZ Home page. <http://www.gfz-potsdam.de/>.

CHAMP-ISDC Home page. <http://isdc.gfz-potsdam.de/champ/>.

Hugentobler, U., R. Dach and P. Fridez, 2004. Bernese GPS Software Version 5.0 DRAFT, Astronomical Institute, University of Berne, Swiss.

Hugentobler, U., R. Dach and P. Fridez, 2004. Bernese GPS Software Version 5.0 Titirual, Astronomical Institute, University of Berne, Swiss.

IGS Home Page. <http://igs.cb.jpl.nasa.gov/>

ILRS Home Page. <http://ilrs.gsfc.nasa.gov/>

Jaggi, A., U. Hugentobler and G. Beutler, 2005. Pseudo-stochastic modeling techniques for low Earth orbiters, Journal of Geodesy (in press) .

Kaula, W. M., 1966. Theory of Satellite Geodesy, Blaisdell Publishing Company, Waltham Massachusetts.

Montenbruck, O. and E. Gill, 2001. Satellite Orbits : Models, Methods, and Application, Springer, New York.

National SSpace Oragnization 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

Svehla, D. and M, Rothacher, 2003. Kinematic precise orbit determination for gravity field determination, IUGG General Assembly 2003, Sapporo, Japan.

Svehla, D. and M, Rothacher, 2001. Kinematic orbit determination of LEOs based on zero- or double-difference algorithms using simulated and real SST data. IAG 2001 Scientific Assembly, Budapest, Vistas for Geodesy in the New Millenium, Adam, J. and K. P. Schwarz, Springer IAG, 2002a. Vol. 125, pp.322-328.




附錄 A Bernese 軟體介紹

Bernese 軟體是由瑞士伯恩大學天文研究所所研發的，屬於研究型軟體。從 1988 年的 3.0 版起，至目前為止，期間經過多次重大的改版，而 5.0 版為現今最新的版本，於 2004 發表。Bernese 5.0 版新增的功能如下：

- (1) 讓使用者更加方便操作的 Windows 視窗交談介面。
- (2) 可採用零次差處理方式進行觀測資料解算。
- (3) 可進行精確的動態定位資料解算。
- (4) 具備解算低軌衛星軌道之功能。

Bernese 軟體功能與架構



Bernese 軟體屬於研究型軟體，由 Fortran 語言撰寫而成，軟體內附有原始程式碼，可依個人使用需求進行修改，或是新增自行撰寫的程式。除了一般 GPS 軟體具備之功能，如：資料預處理、觀測量平差、GPS 測量計算結果分析，還具有計算軌道參數、極運動、地球自轉參數、推求電離層模式、對流層附加參數與模擬 GPS 觀測資料之功能。另外還有 BPE (Bernese Processing Engine)，由使用者設定參數後，自動化處理 GPS 資料。

Bernese 的主要架構主要分為 (葉大綱，2001)：

- (1) 資料格式轉換：將 RINEX 格式的資料與 Bernese 軟體自訂格式進行轉換，也可進行 Binary 與 ASCII 格式之間相互轉換。另外，低軌衛星定軌程序中，可將低軌衛星軌道轉換成精密星曆格式，使定軌成果便於了解。
- (2) 衛星軌道：可以用廣播星曆或精密星曆中計算出 Bernese 自訂標準格式

的 GPS 衛星軌道，將衛星軌道視為已知，來求解其餘未知參數。

- (3) 資料處理：可處理單頻或雙頻接收儀所接收之「虛擬距離」和「載波相位觀測量」觀測資料。也可同時解算 GPS 及 GLONASS 衛星資料。
- (4) 資料模擬：可模擬 GPS 及 GLONASS 衛星的雙頻觀測資料。
- (5) 雜項工具：可進行資料的編輯修改、合併成果坐標檔以及顯示觀測量殘差。

Bernese 軟體特性及應用

Bernese 軟體特性如下所示：

- (1) 對於單頻及雙頻的觀測資料，計算較為快速。
- (2) 可以長期自動的處理GPS聯測網的資料，自動計算坐標。
- (3) 如果使用IGS精密星曆，可以解算超過2000 km長基線的載波相位未定值。
- (4) 針對電離層及對流層延遲效應進行修正，並可上網下載提供最新的模式。
- (5) 天線盤相位中心修正，即使採用不同型號的GPS接收器及天線盤，亦可進行計算。
- (6) 模擬GPS及GLONASS衛星雙頻的觀測資料。
- (7) 可解算地球自轉參數與極運動參數。
- (8) 可進行自由網解算，計算測站坐標。
- (9) 提供程式原始碼，可自行加入新的模式。
- (10) 以動態法或簡動力法求解低軌衛星軌道。

目前該軟體普遍的應用在地球動力學、板塊運動、極運動、地殼變形等方面之計

算，更常應用於大地測量的資料處理上。雖然 Bernese 軟體屬於研究型軟體，對於初學者有一定的難度存在，但其強大的資料處理模式、解算精度、穩定度遠超過一般的商用軟體。



附錄 B Bernese 軟體參數更改

使用 Bernese 5.0 進行低軌衛星精密定軌前，需更改程式參數並重新編譯。要重新編譯 Bernese 軟體前，須安裝 Layhey Fortran 程式語言軟體、及 ActivePerl 語言軟體。在安裝 Bernese 軟體時，預設之記憶體模組為 MEDIUM 模式，由於定軌程序中使用之參數較多，必須將記憶體模組改為 LARGE 模式。更改步驟如下：

1. 到電腦的環境變數設定下，找到變數「MEMSIZE」，將其改為 LARGE。
2. 到 C:\BERN50\INC\FOR 資料夾下，找到 Fortran 程式碼的檔案「M_MAXDIM.f90」，將「#ifdef DIM_LARGE」下的參數「MAXAMB」的數值改為 1000；參數「MAXSTC」的數值改為 245。
3. 到 C:\BERN50\INC\FOR 資料夾下，找到 Fortran 程式碼的檔案「P_GPSEST.f90」，將「#ifdef DIM_LARGE」下的參數「MAXAMB」的數值改為 1000；參數「MAXSTC」的數值改為 245。；參數「MAXPAR」的數值改為 6000。；參數「MAXSTP」的數值改為 245。；參數「MAXSNG」的數值改為 1500。
4. 開啟 Windows XP 的「命令提示字元」，切換至 C:\BERN50\GPS\EXE 資料夾下，鍵入指令「perl complink」。Bernese 軟體即以 LARGE 模式開始重新編譯。

作者簡歷

作者：劉展鵬

籍貫：台灣省高雄縣

生日：民國 69 年 10 月 16 日

E-mail：zpliu@geodesy.cv.nctu.edu.tw

學歷：高雄市立高雄高級中學畢業

國立成功大學測量工程學系畢業

國立交通大學土木工程學系測量及空間資訊組碩士班肄業

