

# 國立交通大學

## 土木工程學系

### 碩士論文

利用衛星雷射測距之觀測數據  
和 Bernese 計算衛星軌道

Satellite Orbit Determination using  
Satellite Laser Ranging (SLR) data with Bernese

研究生：林俊銘

指導教授：黃金維 教授

中華民國一〇二年七月

利用衛星雷射測距之觀測數據

和 Bernese 計算衛星軌道

Satellite Orbit Determination using


Satellite Laser Ranging (SLR) data with Bernese

研究生：林俊銘

Student : Choon Min Lim

指導教授：黃金維

Advisor : Cheinway Hwang



國立交通大學  
土木工程學系  
碩士論文

A Thesis

Submitted to Department of Civil Engineering

College of Engineering

National Chiao Tung University

in partial Fulfillment of the Requirements

for the Degree of

Master

in

Civil Engineering

July 2013

Hsinchu, Taiwan, Republic of China

中華民國一〇二年七月

# 利用衛星雷射測距之觀測數據 和 Bernese 計算衛星軌道

學生：林俊銘

指導教授：黃金維

國立交通大學土木工程學系

## 摘要

儘管 GPS 衛星定軌技術發展至今已經相當地成熟，但是 GPS 定軌自身的精度，仍然要仰賴單點精度較高的衛星雷射測距系統(Satellite Laser Ranging, SLR)來驗證比對，故此衛星雷射測距之存在價值是必要且必須的。本研究欲使用瑞士 Bern 大學開發之軟體 Bernese 5.0，通過 ILRS(International Laser Ranging Service)的官方網站，下載衛星雷射測距的觀測數據來計算衛星軌道。本研究選擇了重力衛星 GRACE(Gravity Recovery and Climate Experiment)做為定軌之對象，而在利用 SLR 觀測數據計算軌道之前，首先必須取得 GRACE 衛星之先驗軌道，本研究則利用 GPS 對 GRACE 的電碼觀測數據來計算 GRACE 的概略坐標做為先驗軌道，並以簡動力法計算 GRACE 的軌道。該軌道將與 JPL 所提供的 GNV 軌道進行比較以求得軌道差異量，結果所示在一日軌道弧長的情況下，GRACE 軌道差異量之標準差為徑向： $\pm 12.2\text{cm}$ 、沿軌道向： $\pm 54.7\text{cm}$ 、橫向： $\pm 31.6\text{cm}$ ；多日軌道弧長下，GRACE 軌道差異量之標準差為徑向： $\pm 9.9\text{cm}$ 、沿軌道向： $\pm 36.2\text{cm}$ 、橫向： $\pm 13.8\text{cm}$ 。

# Satellite Orbit Determination using Satellite Laser Ranging (SLR) data with Bernese

Student: Choon Min Lim

Advisor: Cheinway Hwang

Institute of Civil Engineering  
National Chiao Tung University

## Abstract

Satellite Laser Ranging (SLR) is able to verify the accuracy of GPS-determined orbits, because SLR has precisions at cm or sub-cm levels. This objective of this research is introducing satellite orbit determination using the SLR data from ILRS with the Bernese 5.0 GPS software from University of Bern. The GPS data are from GRACE, a mission to monitor the global gravity field. Before SLR orbit determination for GRACE, a priori orbit of GRACE is computed using GPS code observation. A comparison of the orbits from JPL and from our SLR solution is discussed in this study. According our SLR orbit using 1 day of observations, the standard deviations of the orbit differences in the radial, along-track and cross-track directions are 12.2, 54.7 and 31.6 cm respectively. With three days of SLR data, the standard deviations are 9.9, 36.2 and 13.8 cm. The orbit differences at GRACE arcs with SLR data achieve few cm.

## 誌謝

六年前，從未曾想像今日的我會踏入研究的領域，更不曾認為我會撰寫一本屬於自己的論文。當年的自己對於未來也沒有太特別的期望或打算，只想順利的取得學士學位然後光榮歸國，但天意始終早有安排，實在無法難想像現在的我居然正在為了論文的撰寫而敲打著鍵盤。

就讓我不免俗地為大家寫下感謝文吧！感謝黃金維老師從我大四開始就一直在百忙中抽出時間給予我衷心的指導，從大四的專題課直到碩士二年級為止，感謝黃老師在這三年來為我安排好完整的研究行程，讓我能按照行程順利的完成碩士學位，也感謝黃老師帶領我進入測量界的領域，讓我的視野得到擴展，見識到自己有限的認知之外，尚有一處值得自己去學習的知識空間。也感謝郭重言老師和葉大綱老師抽空擔任口試委員。

再者我要感謝王成機老師，是你在大學部開設的測量平差，打開了我與測量的契機，是這一門課讓我對測量有了求知的好奇心。感謝李宜珊學姐帶領我踏入 Bernese 的領域，在我大四的時候不厭其煩地教導我 Bernese 的操作，你為我的碩士論文打下了根深蒂固的基礎。感謝冉將軍，沒有你的幫助我實在無法想像如今的我到底還能不能順利畢業，衷心感謝你與我一起並肩作戰學習 Bernese，在這短暫的半年我必須，也勢必要將你銘記在心中！感謝陳彥杅學長在研究後期給予我必要的指導與幫助，是你加強了我對 Bernese 的認識。我也要感謝曾子榜學長和林新發學長，在研究和課程上給予我建議和教導。

感謝與我一同奮戰的同窗戰友們：健輝、大任、以諾、張朔、宛宜、尚儒、伯鴻，感謝許宏銳學長和健輝不時地聽我嘮叨研究上遇到的困境，感謝史天元老師以及身為同鄉兼教授的張智安老師在課程學習上的指導。最後我要感謝最重要的家人們，謝謝你們讓任性的我來到台灣念書，在有限的經濟狀況下給予我最多的支助，謝謝爸、媽、大哥、二哥、姐，一人隻身在國外生活的感覺五味雜陳，卻也是我此生難以忘懷的經歷！

# 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 GRACE 簡介.....	2
1-3 文獻回顧.....	3
1-4 論文架構.....	6
第二章 SLR 及 GPS 定軌理論.....	7
2-1 衛星雷射測距系統架構.....	7
2-2 衛星雷射測距原理.....	11
2-3 衛星雷射測距的應用.....	13
2-4 衛星定軌原理.....	16
2-4-1 衛星運動理論.....	16
2-4-2 動力法定軌.....	19
2-4-3 GPS 動態法定軌.....	21
2-5 SLR 與 GPS 之比較.....	24
第三章 SLR 數據計算程序.....	27
3-1 數據來源.....	27
3-1-1 SLR 觀測數據.....	27
3-1-2 Bernese 所需資料.....	32

3-2	Marini & Murray 大氣層折射模型 .....	34
3-3	GPS 定軌計算流程 .....	37
3-3-1	簡動力定軌的流程 .....	38
3-3-2	動態定軌的流程 .....	44
3-4	SLR 數據計算軌道流程 .....	47
第四章	結果與分析 .....	59
4-1	JPL 軌道之介紹 .....	59
4-2	SLR 數據定軌結果 .....	60
4-2-1	一天軌道弧長之軌道結果 .....	60
4-2-2	兩天軌道弧長之軌道結果 .....	65
4-2-3	三天軌道弧長之軌道結果 .....	69
4-3	數據比較與分析 .....	72
4-4	數據抽樣分析 .....	74
第五章	結論與建議 .....	77
參考文獻	.....	80
附錄	.....	84
作者簡歷	.....	89

## 表目錄

表 1-1	GRACE 衛星之相關資料.....	3
表 2-1	目前正在服役且有裝載反射稜鏡的衛星 .....	10
表 2-2	30 年間 SLR 在精度的提升和應用領域.....	13
表 2-3	衛星所受到的主要擾動力及其量級 .....	21
表 2-4	SLR 和 GPS 的優缺點一覽.....	26
表 3-1	MERIT-II 格式之 normal points data 檔頭內容 .....	30
表 3-2	MERIT-II 格式之 normal points data 數據內容 .....	31
表 3-3	Bernese 5.0 使用者輸入之資料 .....	32
表 3-4	Bernese 5.0 一般參數之資料 .....	33
表 4-1	SLR 與 GNV 軌道差異之統計(date: 2005/1/10).....	61
表 4-2	SLR 與 GNV 軌道差異之統計(date: 2005/1/11).....	63
表 4-3	SLR 與 GNV 軌道差異之統計(date: 2005/1/12).....	64
表 4-4	兩日軌道弧長 SLR 與 GNV 軌道差異之統計(date: 2005/1/10).....	66
表 4-5	兩日軌道弧長 SLR 與 GNV 軌道差異之統計(date: 2005/1/11).....	68
表 4-6	三日軌道弧長 SLR 與 GNV 軌道差異之統計(date: 2005/1/10).....	70
表 4-7	三日軌道弧長 SLR 與 GNV 軌道差異之統計(date: 2005/1/11).....	71
表 4-8	三日軌道弧長 SLR 與 GNV 軌道差異之統計(date: 2005/1/12).....	72
表 4-9	不同軌道弧長下軌道結果之比較(date: 2005/1/10).....	72
表 4-10	不同軌道弧長下軌道結果之比較(date: 2005/1/11).....	73
表 4-11	不同軌道弧長下軌道結果之比較(date: 2005/1/12).....	73
表 4-12	GRACE A 於 3 日中被追蹤到的時間段 .....	74
表 4-13	GRACE A 與 GNV 軌道在特定時間段之差異量(date: 2005/1/10).....	75
表 4-14	GRACE A 與 GNV 軌道在特定時間段之差異量(date: 2005/1/11).....	75
表 4-15	GRACE A 與 GNV 軌道在特定時間段之差異量(date: 2005/1/12).....	76



## 圖目錄

圖 1-1	GRACE 衛星的示意圖 .....	2
圖 2-1	衛星雷測測距系統架構圖 .....	8
圖 2-2	全球衛星地面雷射站於 2013 年的分佈圖 .....	9
圖 2-3	刻卜勒六元素之定義 .....	18
圖 2-4	軌道面上各元素之平面示意圖 .....	18
圖 2-5	動態法定位示意圖 .....	22
圖 3-1	衛星雷射測距資料之處理流程 .....	28
圖 3-2	Normal points data 的內容 .....	29
圖 3-3	零次差之簡動力法定軌流程圖 .....	43
圖 3-4	零次差之動態法定軌流程圖 .....	46
圖 3-5	SLR 觀測數據計算低軌衛星軌道之流程圖 .....	47
圖 3-6	需輸入的 GRACE normal point 檔和 SLR 站資訊檔 .....	48
圖 3-7	需輸入的 GRACE 觀測檔、SLR 站資訊檔和 SLR 站坐標檔 .....	50
圖 3-8	RXMBV3 轉檔之設定畫面 .....	51
圖 3-9	需輸入的初始坐標(EPH)和地球自轉參數檔(ERP) .....	52
圖 3-10	需要輸入的各種檔案 1 .....	53
圖 3-11	需要輸入的各種檔案 2 .....	54
圖 3-12	GPSEST 中重要之設定 1 .....	55
圖 3-13	GPSEST 中重要之設定 2 .....	56
圖 3-14	需要輸入的軌道元素檔和地球自轉參數檔 .....	57
圖 3-15	需要輸入的最終標準軌道和地球自轉參數 .....	58
圖 4-1	JPL 所提供 GRACE 之 GNV 軌道的內容 .....	59
圖 4-2	GRACE A 與 GNV 軌道於徑向、沿軌道向、橫向之差異(date: 2005/1/10) .....	60

圖 4-3 GRACE A 與 GNV 軌道於徑向、沿軌道向、橫向之差異(date: 2005/1/11)	62
圖 4-4 GRACE A 與 GNV 軌道於徑向、沿軌道向、橫向之差異(date: 2005/1/12)	64
圖 4-5 兩日軌道弧長 GRACE A 與 GNV 軌道於徑向、沿軌道向、橫向之差異(date: 2005/1/10)	65
圖 4-6 兩日軌道弧長 GRACE A 與 GNV 軌道於徑向、沿軌道向、橫向之差異(date: 2005/1/11)	67
圖 4-7 三日軌道弧長 GRACE A 與 GNV 軌道於徑向、沿軌道向、橫向之差異(date: 2005/1/10)	69
圖 4-8 三日軌道弧長 GRACE A 與 GNV 軌道於徑向、沿軌道向、橫向之差異(date: 2005/1/11)	70
圖 4-9 三日軌道弧長 GRACE A 與 GNV 軌道於徑向、沿軌道向、橫向之差異(date: 2005/1/12)	71
圖 4-10 GRACE A 於 3 天內被追蹤到的軌跡	74

# 第一章 前言

## 1-1 研究動機

GPS 定軌技術發展至今經已相當成熟，許多科學研究乃至於業界計劃都廣泛地使用了該技術，並以 GPS 定軌的成果為基礎做持續的研究發展。然而，如此成熟的技術背後卻鮮少有人知道，無論是 GPS 定位抑或是 GPS 定軌，這些技術本身的精度評估究竟由誰來決定？衛星雷射測距(Satellite Laser Ranging, SLR)，這項技術於六十年代中期就已經出現，比 GPS 技術發展的歷史更加悠久。雖然 SLR 觀測的數據量一般並不多，但其單筆觀測數據的測距精度，據官方公告是公厘級精度。故 SLR 的測距成果經常會與 GPS 的定軌成果進行比較，以驗證 GPS 的定軌精度。其中有不少衛星為了獲取更加精確的觀測數據以進行精密定軌，諸如美國和法國共同合作開發的測高衛星 Topex/Poseidon、歐洲太空總署(European Space Agency, ESA)所開發的遙測衛星 ERS-1 和 ERS-2、美國的國家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的 GPS-35 和 GPS-36 衛星，皆有裝載反射稜鏡，其中 GPS-35 和 GPS-36 衛星就是為了利用 SLR 系統來獨立追蹤，藉此分離出衛星時鐘和衛星星曆的誤差(ILRS Science Contribution, 2012)。

台灣國科會的科學研究計劃“衛星雷射測距技術發展”已經於 2011 年正式推行，未來台灣本島有可能會增設衛星地面雷射站。姑且不論衛星地面雷射站是否會確實地增設，為了因應這項計劃，本文的研究課題將變得非常基礎和關鍵。無論如何，多學習這一項知識對於台灣未來的科學研究來說，依然是有百利而無一害的。

本研究的主要內容，是通過下載 SLR 對太空中任一有裝載反射稜鏡的衛星之觀測數據，並利用 Bernese 5.0 軟體來計算該衛星的軌道，由於 SLR 具有精確的定軌精度，故本研究挑選了重力衛星 GRACE(Gravity Recovery and Climate

Experiment)做為研究對象，精確的軌道精度方能確保重力資料得到更好的保障。

## 1-2 GRACE 簡介

GRACE 衛星(Gravity Recovery and Climate Experiment)是美國國家航空航天局跟德國航空中心的合作專案，是觀測地球重力場變化的一對衛星，兩顆衛星相距 200 公里，為極近圓形的軌道，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大約 485 公里的高空，軌道週期為 94 分鐘。通過重力場的變化，科學家能推測出全球質量變化，包含水文的資訊。GRACE 衛星於 2002 年 3 月 17 日升空後開始將重力數據傳回地球。而在此前十多年，美國測量地下水只是在地球表面進行，包括 1383 個採用即時聲探的地質調查觀測井，5908 個日常讀數的觀測點，再加上對全國數十萬個井、溝、洞穴進行水位測量作為補充。目前 GRACE 衛星仍在服役中，但是據 NASA 的評估顯示，GRACE 的功能自 2012 年 11 月開始就在慢慢的衰減，估計直到 2015 年或 2016 年將無法再正常操作了，圖 1-1 所示為 GRACE 衛星的示意圖。

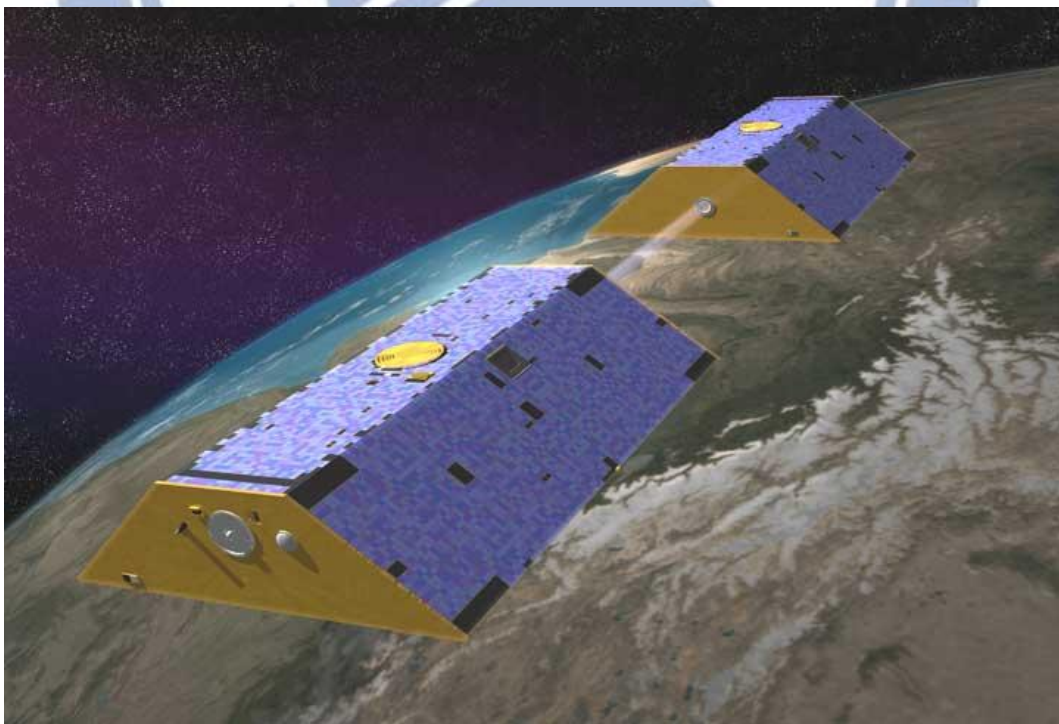


圖 1-1 GRACE 衛星的示意圖(Photojournal, 2002)

表 1-1 所示為 GRACE 衛星的相關資料，資料來源是國際雷射測距服務中心 (International Laser Ranging Service, ILRS) 的官方網站，該網站記載了所有裝載了反射稜鏡的衛星資料。ILRS 官方網站地址: <http://ilrs.gsfc.nasa.gov/>。

表1-1 GRACE 衛星之相關資料(ILRS Current Missions, 2013)

	GRACE A	GRACE B
贊助商	NASA/GFZ	NASA/GFZ
主要任務	全球重力場監測	全球重力場監測
發射日期	2002 年 3 月 17	2002 年 3 月 17
預估壽命	5 年	5 年
軌道高度	485 km	485 km
軌道傾角	89°	89°
軌道離心率	< 0.005	< 0.005
繞行週期	94 min	94 min
重量	432 kg	432 kg
ILRS 衛星編號	0201201 or 2002-012A	0201202 or 2002-012B

### 1-3 文獻回顧

在 Wakker et al.(1985)的研究中所提及,使用 1978 年至 1980 年間 LAGEOS、STARLETTE 及 GEO3 等衛星的 SLR 觀測數據以動力法來計算衛星軌道及求取歐洲雷射測站的絕對坐標,由於各測站的觀測資料常中斷且不充足,加上動力模式的誤差及使用不同的地球重力場模式,使求解出的測站絕對坐標與當時其他研究機構的成果有些差距,尤其是在高程方面的差異最為明顯。另外,根據 Tapley et al.(1985)的文獻中所記載,使用了 1976 年至 1984 年間長期的 LAGEOS 衛星的 SLR 觀測資料來求解測站坐標、基線(偵測板塊運動)、地球自轉參數(極坐標和世界時 UT1)及衛星軌道。但限於當時雷射測距系統的觀測精度尚不足(在±1 公尺至

±5 公分之間)及軌道力學模式不夠精確，使得求解出的成果也受到限制。而在 Degnan and Pavlis(1994)一文中提到現今的衛星雷射測距系統計時器的解析度可達到±20 或更少的兆分之一秒(picoseconds,  $10^{-12}$  秒)，化算成單程測距的解析度(single-shot range resolution)約為±3 公厘或更好，隨著雷射測距系統精度的提升，應用層面及求解成果已大有改善。

在洪志偉(1998)研究中所說，SLR 的觀測資料雖然不多，但每筆觀測數據皆具有高觀測精度，仍可彌補資料的不足而求解出不錯的成果。若是能再取用更多年及其他種類衛星之 SLR 觀測數據，配合動力法估算模式，可做長期性的多方面之研究分析。若福爾摩沙衛星計劃中的福爾摩沙衛星可以考慮加載反射稜鏡，則未來也會激發台灣在 SLR 方面相關的研究，要是能在台灣本島上設置 SLR 追蹤站，加入國際的聯測，更可提升台灣在大地及地球動力學上的研究發展。

從 Yoon.Y(2007)之研究中所記載，利用 SLR 地面雷射站對 GRACE 衛星進行觀測，可以重建並驗證 GRACE 軌道之絕對精度，利用較大的高度角所接收的觀測數據，可以估算衛星於徑向之精度。該研究利用 SLR 數據來計算 2006 年 GRACE 衛星全年的軌道，GRACE A 的軌道差異量之年均方根差約為 2.3cm，差異量之年平均值約為-7.0mm；GRACE B 的軌道差異量之年均方根差則是 2.2cm，差異量之年平均值約為-5.0mm。若只使用高度角 50 度以上的觀測數據，GRACE A 的測距偏差以及軌道差異量之均方根差分別為-1.0cm 和 2.0cm；GRACE B 的測距偏差以及軌道差異量之均方根差則是-8.0mm 和 1.9cm。

根據 Byun and Schutz(2001)一文所述，一般計算衛星軌道的方法，常見的共分為動力法(dynamic method)、簡動力法(reduced-dynamic method)以及動態法(kinematic method)三種：動力法是以軌道力學模式(force model)來描述衛星之運行軌跡，估算特定的力學模式參數，最終求得一密切、最接近真實之衛星軌道。動力法的優點為精度高，可以處理各形式的觀測量，除了求解衛星軌道外，也可

同時估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，其差異在於使用之力學模式較少。動態法為直接將接收站的瞬時觀測數據代入演算法，即可立刻估算出衛星位置，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。

從劉展鵬(2005)一文中所記載，利用 Bernese 5.0 和 GPS 觀測資料所估算出來 CHAMP 衛星的動態軌道和簡動力軌道與 GFZ(GeoForschungsZentrum)公佈的 CHAMP 快速軌道(Rapid Science Orbit, RSO)進行對比。簡動力軌道與 RSO 在徑向、沿軌道方向、橫向差異之最大值分別為 0.334m、0.304m、0.505m。動態軌道與 RSO 在徑向、沿軌道方向、橫向差異之最大值分別為 1.384m、0.838m、0.881m。簡動力軌道的均方根差在徑向、沿軌道方向、橫向三方向上分別為 0.048m、0.051m、0.053m。動態軌道的均方根差在徑向、沿軌道方向、橫向三方向上分別為 0.053m、0.057m、0.059m。故簡動力定軌的精度是優於動態法定軌的。

根據曾子榜(2006)的碩士論文研究中所述，透過利用重疊軌道之實驗來分析台灣的福爾摩沙衛星三號(FM1-FM6，總共有六顆衛星)之簡動力軌道以及動態軌道的內部精度，其精度分別為 FM1 軌道坐標於三軸方向上的平均值為 0.108 m；FM2 軌道坐標於三軸方向上的平均值為 0.066 m；FM3 軌道坐標於三軸方向上的平均值為 0.150 m；FM4 軌道坐標於三軸方向上的平均值為 0.104 m；FM5 軌道坐標於三軸方向上的平均值為 0.302 m；FM6 軌道坐標於三軸方向上的平均值為 0.190 m。

在沈逸晴(2008)一文中所提及，採用了 GPS 之相位觀測資料，並以零次差分簡動力法以及動態法來計算福爾摩沙衛星三號和 GRACE 的軌道，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 cm 的精度，

其中以徑向之改善為最大，簡動力軌道改善則比較小，只有大約為 1 cm 左右的提升，而加入及不加入相位中心變異資料對於簡動力與動態軌道三維差異量成果均方根值分別為 0.82 cm 與 1.89 cm。

從曾子榜(2010)的博士論文中所記載，使用 GPS 零次差分的觀測量與利用簡動力法與動態法來進行福爾摩沙衛星三號(F3/C)軌道的計算，並通過量化姿態角來驗證其軌道精度，使用時間段 DOY 118 to 336，2008 年的 GPS 資料來進行評估，可得 F3/C 定位精度依序為 FM1(2.72 cm)、FM2(2.62 cm)、FM3(2.37 cm)、FM4(1.90 cm)、FM5(1.70 cm)以及 FM6(1.99 cm)。

#### 1-4 論文架構

第一章：前言，說明本論文之研究動機、簡單地介紹 GRACE 重力衛星的任務、架構和軌道之相關資料、衛星雷射測距系統和 GPS 定軌之相關文獻的回顧和本論文的架構。

第二章：衛星雷射測距系統(Satellite Laser Ranging, SLR)，說明衛星雷射測距系統的架構、原理以及其各方面的應用，還有講解簡動力定軌和動態定軌的原理和方法。

第三章：利用 SLR 觀測數據和 Bernese 估算衛星軌道之流程，首先介紹 SLR 和 GPS 的資料來源和內容，再者說明 Marini & Murray 對流層折射改正模型(McCarthy, 2003)，接著講解 SLR 數據求解軌道的流程。

第四章：結果與分析，JPL 軌道之介紹。接著以 SLR 觀測數據所計算之軌道與 JPL 軌道之比較分析，再加長軌道弧長以提升軌道的精度。最後則是抽樣分析，主要是只根據地面雷射站有追蹤到衛星的時間，來分析該時間段的軌道精度。

第五章：結論與建議。



## 第二章 SLR 及 GPS 定軌理論

GPS 的架構和應用等等已經相當普及且眾人皆知，故本研究就不在此多做詳細的說明和介紹，欲了解相關資訊可以參考劉展鵬(2005)、曾子榜(2006)、沈逸晴(2008)等的研究文獻。衛星雷射測距系統雖然從 60 年代就已經發展至今，但在台灣對它的認知和了解卻非常稀少，且國內對衛星雷射測距系統相關的研究論文更是極其罕有，故本文在此則先行對 SLR 的架構、測距原理和各項應用做詳細的講解，還有將 GPS 定軌的原理也一併作一系列的說明，最後在比較 GPS 和 SLR 兩者之間有何差異。

### 2-1 衛星雷射測距系統架構

衛星雷射測距(SLR)是利用短波脈衝雷射、最先進的光學接收器以及電子計時器，來量測雷射光從地面雷射站到衛星上的反射稜鏡，再反射回到地面的雙向來回飛行時間(或距離)的系統。地面雷射站也可用於量測從地面站到遠端處於的光學接收器上的單程距離，並且地面站所配置之電子計時器具有非常準確的時鐘誤差。

目前所有關於雷射測距的任務，都是由國際雷射測距服務來負責執行，並由該組織的負責人 Carey Noll 先生來管理，Carey Noll 先生也是 NASA 旗下的官員之一。該組織也提供了全球的衛星和月球雷射測距的相關數據，以及支援大地測量、地球物理，還有基本的研究活動以及國際地球自轉服務(International Earth Rotation and Reference Systems Service, IERS)的一系列產品，最重要的就是要維護國際地球參考框架(International Terrestrial Reference Frame, ITRF)的正常操作。ILRS 是包含在國際大地測量協會(International Association of Geodesy, IAG)和全球大地測量觀測系統(Global Geodetic Observing System, GGOS)下的一個空間大地測量服務組織。

衛星雷射測距系統的架構主要可分為地面和空間兩部分，而地面的部分則包含了雷射發射器、接收器、精準量測雷射行進時間的計時器、衛星追蹤系統，包含望遠鏡、探測器、地面參考控制點、時間系統的參考框架還有數據處理、儲存和分析的計算機。另外，空間的部分則比較單純，只需要有裝載反射稜鏡的衛星即可，其架構圖如圖 2-1 所示。

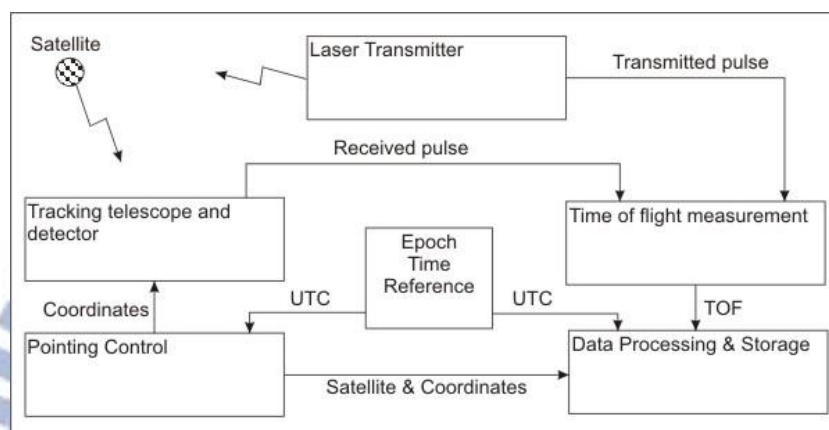


圖2-1 衛星雷射測距系統架構圖(ILRS Laser Ranging, 2012)

在執行雷射測距任務的時候，首先需要靠衛星追蹤系統(detector)來尋找衛星的位置，接著利用望遠鏡(tracking telescope)來瞄準對焦，再由雷射產生器(laser transmitter)發射出雷射光，而一小部分的電源被用來啟動計時器(time of flight measurement)，當雷射光發射至衛星並反射回到地面後，所接收到的原始數據會通過電腦過濾、壓縮、增幅、除錯、時間系統的參考(epoch time reference)和地面站偏心的修正(pointing control)等等一系列的處理，最後才能產出使用者適用的 normal point data，如圖 2-1 所示。

有關於衛星地面雷射追蹤站方面，現今全球總共有 50 站固定的衛星地面雷射站加上數座移動式的雷射測站分佈在世界各地，其分佈圖如圖 2-2 所示。從圖中可以發現全球的衛星地面雷射站不但數量不多，就連各站之間的分佈也顯得不夠均勻，基本上主要的設站位置都集中分佈在歐洲、亞洲和美洲，還有少數的幾站設置在非洲和澳洲。

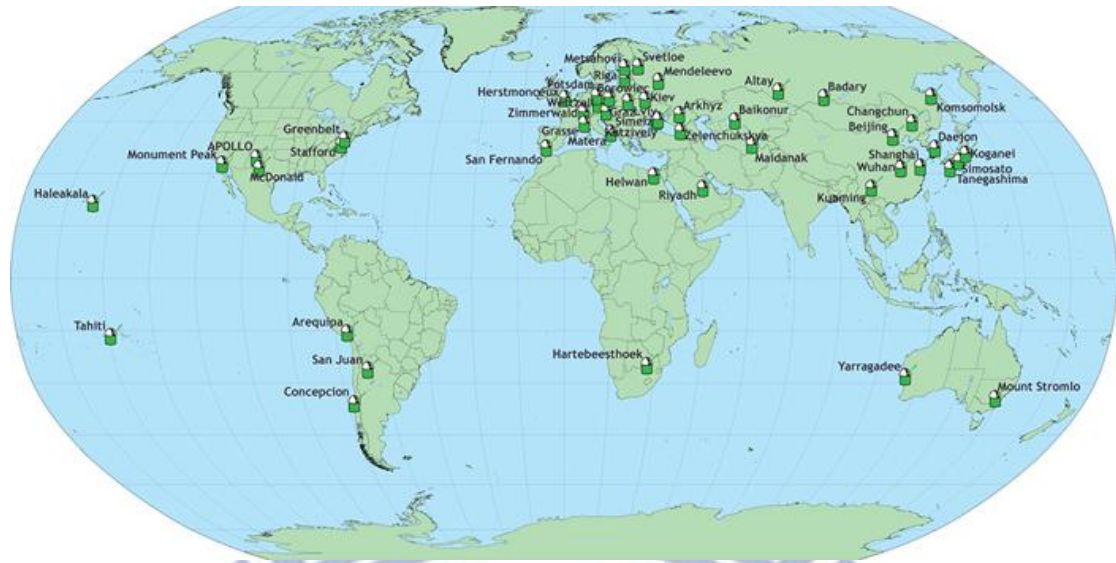


圖2-2 全球衛星地面雷射站於 2013 年的分佈圖(ILRS List of Stations, 2013)

另外地面雷射站大部分也是集中在北半球的部分居多，南半球的數量與分佈都顯得非常稀少與分散，且圖中所示之地面雷射站已經是 2013 年最新的分佈狀況。按照目前這樣的分佈而言，全球衛星雷射測距地面站的覆蓋面積仍然不足以進行嚴密的衛星追蹤任務。估計是因為衛星地面雷射站的建置成本太高，周圍地理環境的限制也比較嚴苛，加上維護成本昂貴，而導致設置衛星地面雷射站變得困難。

而在空間中衛星的部分，目前在太空中總共有 44 顆正在服役的衛星且有裝載反射稜鏡，如果加上已經退役並且有裝載反射稜鏡之衛星，還有未來有計劃要加載反射稜鏡但目前尚未升空的衛星的話，太空之中總共大約就有將近 180 多顆衛星有裝載反射稜鏡。研判這大概是因為在衛星上多裝載一個反射稜鏡是非常方便且簡單的工作，購買反射稜鏡所花的費用相對於一項衛星任務而言，成本也不算太高。而這個現況相較於 15 年前，有裝載反射稜鏡的衛星大約只有 20 多顆左右(洪志偉，1998)，可見衛星雷射測距技術發展至今，已經讓現今的社會對其抱有一定程度的關注與重視。如表 2-1 所示，為目前正在服役並且有裝載反射稜鏡的衛星。

表2-1 目前正在服役且有裝載反射稜鏡的衛星(ILRS Current Missions, 2013)

Satellite	Satellite ID	Altitude (km)	Inclination (deg)	First Tracked Date
GOCE	0901301	295	96.7	01-Apr-2009
GRACE-A	0201201	485-500	89	18-Mar-2002
GRACE-B	0201202	485-500	89	18-Mar-2002
LRO-LR	0903101	50(離月球)	90 (月球赤道)	30-Jun-2009
TanDEM-X	1003001	514	97.44	21-Jun-2010
TerraSAR-X	0702601	514	97.44	16-Jun-2007
Apollo11	0000100	356,400	5	20-Aug-1969
Apollo14	0000102	356,400	5	07-Feb-1971
Apollo15	0000103	356,400	5	01-Sep-1971
Luna17	0000101	356,400	5	21-May-1975
Luna21	0000104	356,400	5	16-Nov-1973
Beacon-C	6503201	927	41	02-Jan-1976
Cryosat-2	1001301	720	92	20-Apr-2010
Jason-1	0105501	1336	66	01-Jan-2003
Jason-2	0803201	1336	66	24-Jun-2008
Ajisai	8606101	1485	50	13-Aug-1986
BLITS	0904907	832	98.77	24-Sep-2009
HY-2A	1104301	971	99.35	02-Oct-2011
LARES	1200601	1450	69.5	---
Larets	0304206	691	98.204	04-Nov-2003
Starlette	7501001	815	50	03-Jan-1976
Stella	9306102	815	99	30-Sep-1993
RadioAstron	1103701	500~350,000	51.4	15-Nov-2011
LAGEOS-1	7603901	5850	110	10-May-1976
LAGEOS-2	9207002	5625	53	24-Oct-1992

Satellite	Satellite ID	Altitude (km)	Inclination (deg)	First Tracked Date
COMPASS-G1	1000101	42,164	55.5	28-Apr-2012
COMPASS-I3	1101301	42,161	55.5	27-Apr-2012
COMPASS-I5	1107301	42,161	55.5	06-Jul-2012
COMPASS-M3	1201801	21,528	55.0	11-Jul-2012
Etalon-1	8900103	19,105	65	26-Jan-1989
Etalon-2	8903903	19,135	65	13-Jul-1989
GIOVE-A	0505101	23,916	56	11-May-2006
Galileo-101	1106001	23,220	56	29-Nov-2011
Galileo-102	1106002	23,220	56	29-Nov-2011
Galileo-103	1205501	23,220	56	
Galileo-104	1205502	23,220	56	
GLONASS-102	0606201	19,140	65	04-May-2007
GLONASS-109	0706503	19,140	65	04-May-2007
GLONASS-110	0804601	19,140	65	10-Dec-2009
GLONASS-118	0907003	19,140	65	04-Jan-2010
GLONASS-129	1106402	19,140	65	
GLONASS-130	1107101	19,140	65	
GPS-36	9401601	20,030	55	21-Apr-1994
QZS-1	1004501	32,000-40,000	45	11-Sep-2010

## 2-2 衛星雷射測距原理

衛星雷射測距的原理是量測雷射光在地面測站與衛星之間所行進的時間，再乘上光速換算成距離。由地面測站的雷射測距系統產生雷射光，經由光學系統發射至有裝載反射稜鏡(retro-reflector)的衛星，其中一部分發射出來的雷射光則被用來啟動計時器，雷射光經衛星的反射後再度傳回到測站，由測站將接收回來的雷射光進行偵測、增幅、分析及停止計時等步驟。從測站的計時器讀取信號來回

(two-way)的傳送時間  $\Delta t$ ，乘上光速  $c$  即可得到距離(Seeber, 2003)。單程距離可簡單表示為：

$$d = \frac{\Delta t}{2} c \quad (2-1)$$

若要考慮在測站、衛星及傳播介質上的各種因素，則實際的距離應表示為：

$$d = \frac{\Delta t}{2} c + \Delta d_0 + \Delta d_s + \Delta d_r + \Delta d_b + \eta \quad (2-2)$$

式中

$\Delta t$ ：雷射光的雙程行進時間

$\Delta d_0$ ：測站坐標偏心

$\Delta d_s$ ：衛星坐標偏心

$\Delta d_r$ ：大氣層折射修正

$\Delta d_b$ ：地面測站的信號延誤

$\eta$ ：殘餘的系統誤差以及偶然誤差

在(2-2)式中所示的各種影響到觀測距離的因素說明如下(Seeber, 2003)：

時間的量測  $\Delta t$ ：衛星是環繞著地球運行的，故衛星測距的觀測時刻會與世界時 UTC 相互連繫。現今技術對於時間同步或轉換上已經能夠達到 $\pm 1\mu s$ ( $10^{-6}$  秒)以上的精度，這已經能夠滿足包含雷射測距及其他方面的應用。對於雷射光的發射和接收時刻受到信號確認上不確定性的影響，是影響系統觀測精度的主因，現今的雷射測距系統能達到數個兆分之一秒的精度，約為公厘級的精度。

測站坐標偏心  $\Delta d_0$ ：雷射測距系統的幾何參考點 O 以及代表測站的參考點之間的偏移量，必需精確的連結達公厘級的精度。

衛星坐標偏心  $\Delta d_s$ ：反射稜鏡於衛星質量中心(center of mass)間的偏移量，在衛星發射前就必須先經過精確的率定，對於 LAGEOS、STARLETTE、AJISAI 等圓形衛星會有比較好的率定精度，而外型不規則的衛星則較難率定。

大氣層折射修正  $\Delta d_r$ ：雷射光行進於測站與衛星期間，是以大氣層做為傳播介質的，故雷射光的傳播路線和傳播速度會受到大氣折射的影響而產生變化，需以大氣折射模型加以修正。

地面測站的信號延誤  $\Delta d_b$ ：雷射測距系統的幾何參考中心與測量的電氣零點(雷射光實際發射的位置)不見得一定相符，可視為不確定的系統性時間延誤；還有在偵測所接收到的雷射光時，雷射脈衝(laser pulse)的振動(laser jitter)也會造成信號延誤。舊型的雷射測距系統必須利用地面上已知固定靶來做率定工作，新型的系統則可以在內部做率定。

### 2-3 衛星雷射測距的應用

衛星雷射測距從 1960 年代發展至今，隨著雷射測距系統不斷的加強和改善，觀測的精度已然大幅地提升，從公尺級精度進步至現今的公厘級精度，可以應用的領域也隨之不斷地改變擴大，若以 1 至 3 公分的測距精度為例，就足以滿足地球動力學於各種面向上的研究。表 2-2 所示為從 1965 年到 1995 年將近 30 年間，衛星雷射測距的精度提升和隨其擴大的應用領域(Seeber, 2003)。

表 2-2 30 年間 SLR 在精度的提升和應用領域(Seeber, 2003)

年份	雷射測距精度	應用領域
1965	3 m	
1970	1 m	地球重力場
1975	30 cm	
1980	10 cm	潮汐地球旋轉參數
1985	3 cm	板塊運動、地殼變動
1990	1 cm	地球內部板塊變形
1995	1~3 mm	高解析度的地球旋轉參數

衛星雷射測距系統的應用範圍很廣闊，主要可以分類為：地球之地心運動研究、絕對坐標定位及位置變遷的監測、固體潮與海潮的分析以及模型化、重力場的反衍及求解衛星的軌道、國際地球參考框架的維護和地球旋轉參數的推算、海面高變化之監測等等，以下將對各項應用進行說明。

地球之地心運動研究：Bouille et al.(2000)、Lavallée et al.(2006)和 Collilieux et al.(2009)證實了地心變化量可以利用 SLR、GPS 和 DORIS 的觀測資料，並通過網形偏移法求得公厘等級的精度。而 Altamimi et al.(2005)的文獻則指出利用 SLR 數據來進行地心運動的計算，可以求得最精確的精度。這些研究都表明了地球的地心運動是可以透過諸如 SLR 技術這種依靠地面站(ground-based)的研究方式來求得，但其前提就是必須先行帶入大氣及海洋負載等重要的資訊(Collilieux et al. 2009 and 2010)。

絕對定位及位置變遷監測：衛星雷射測距系統實現了精確測定全球地心三維絕對坐標的可能性，對於所求出的測站地心坐標可建立公分級精度的全球控制網，尤其在高程方面精度的提升突破了以往測量的窘境，可用來建立精確的全球高程基準。精確的三維控制點更可做為其他大地測量上的框架點或做為改善軌道的控制依據，如若做全球或區域性的 GPS 觀測時，常包含了衛星雷射測距所測得的控制點來當框架點用。除了可得到精確的測站坐標之外，還包含了測站的飄移速度，做為板塊運動和地殼變動的監測分析(Seeber, 2003)。

固體潮及海潮：藉由精確的衛星雷射測距資料及衛星軌道分析，可對潮汐(固體潮和海潮)的影響加以分析而模型化，例如潮汐的幾何形變會反映在測站與衛星間的距離上，由潮汐所導致的地球重力場的變化也會反映在衛星軌道上，低軌衛星 STARLETTE 衛星的測距資料即適合做為此方面的研究(Williamson and Marsh, 1985)。分析中藉由求取地球彈性係數來對固體潮加以模型化，並求出主要海潮波的振幅和相位，建構全球的潮汐模型，這些觀測資料及分析可對地球內



部結構做進一步的了解，而且經由衛星軌道所求的潮汐參數是全球性的，不同於在地表施測的方法，雖然該方法具有較高解析度，但很可能會受到區域性的影響 (Seeber, 2003)。

重力場和衛星軌道：由於雷射測距具有較高的精度，在發射第一顆有裝載反射稜鏡的衛星之後，其測距資料即可用在地球重力場模型的計算上，以求定低階和低次的地球重力場係數。因為衛星軌道高度的關係對較高階次的重力項較不敏感，需與衛星測高、衛星追蹤衛星、衛星重力梯度量測等資料及地面的重力觀測資料合併，來求定較高階次的重力場係數。一般而言，重力場結構的解析度受到衛星軌道高度的限制(Aardoom et al., 1982)，隨著高度的增高，重力場高頻率項對衛星軌道的影響將減小。由於重力場和衛星軌道高度有密切的關係，精確的了解重力場的低頻率項對於高軌道衛星的軌道模型的正確性而言是非常重要的 (Seeber, 2003)。

參考框架及地球旋轉參數：LAGEOS 與 ETALON 為圓球形且有裝載反射稜鏡的衛星，面積與質量之比相對較小，並且具有穩定的軌道，能對地球旋轉參數和測站坐標之監測提供一個絕佳的參考框架，而一個穩定的衛星軌道也可視為慣性坐標系的實現 (Smith et al., 1985)。地球旋轉參數 (Earth Rotation Parameters, ERP) 則是指極運動及格林威治視恆星時 (Greenwich Apparent Sidereal Time, GAST)，若能夠求出 GAST 就可以得到世界時 UT1，而且地球旋轉速率的變化一般也是使用 UT1 與 UTC 的差值來表示，可由距離的殘差中分析出來；而對穩定的衛星軌道做數日的觀測，藉由測站在這穩定的軌道下旋轉，即可決定出極運動 (Seeber, 2003)。

另外，由兩個以上的測站對地球同步衛星做雷射測距觀測亦可做測站時鐘的時間比較 (Seeber, 2003)。隨著衛星雷射測距系統精度的提升，在地球物理學、天文學及相關領域上的附加問題之研究也將伴隨而生。

## 2-4 衛星定軌原理

### 2-4-1 衛星運動理論

根據牛頓萬有引力的定律，太空中任意的兩個質點之間皆有相互的引力作用；再者根據牛頓第二運動定律所述，物體在受到外力作用時會產生加速度，且其大小與外力作用的大小成正比，與物體的質量大小成反比，而加速度之方向會與外力作用之方向相同。

假設地球為均質且質量為  $M$ ，衛星質量為  $m$ ，在 two-body 的情況下，衛星受到地球質量中心引力產生的加速度可表示為(Montenbruck and Gill, 2001)：

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

式中  $G$  為牛頓萬有引力常數， $\mathbf{r}$  為衛星在慣性坐標系中的位置向量，相比於地球質量，衛星的質量小得可以忽略不計，故式(2-3)可以簡化為：

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{GM}{r^3}\mathbf{r} \quad (2-4)$$

本節暫且只探討 two-body 的問題，實際使用的衛星運動理論將在第 2-4-2 節探討，從式(2-4)中可得知衛星和地球間的運動方程是二階常微分方程式，若對該式積分一次並求解 3 個積分常數項，就可得到衛星的速度向量  $\dot{\mathbf{r}}$ ；積分兩次以及確認另外 3 個積分常數項的話，即可求出衛星的位置向量  $\mathbf{r}$ ，如下所示：

$$\dot{\mathbf{r}} = \dot{\mathbf{r}}(t, C_1, C_2, C_3, C_4, C_5, C_6) \quad (2-5)$$

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}(t, C_1, C_2, C_3, C_4, C_5, C_6) \quad (2-6)$$

從式(2-5)和式(2-6)中所示， $t$  為一時間函數， $C_1 \sim C_6$  則是六項積分常數。對衛星而言，這六項積分常數就是描述衛星軌道的基本參數，通稱軌道六元素，只要能求得軌道六元素，就可以得知衛星的速度向量  $\dot{\mathbf{r}}$  和位置向量  $\mathbf{r}$ 。根據能量守恆、

動量守恆和角動量守恆定律，找出六個相互獨立且不相關的軌道元素是可能的，一般最常用來描述衛星軌道的傳統例子就是刻卜勒六元素(Keplerian elements)，而刻卜勒軌道六元素之說明如下：

1. 決定刻卜勒橢圓的形狀與大小

a：衛星軌道長半徑(semi-major axis)

e：衛星軌道離心率(eccentricity)

2. 決定衛星軌道平面與地球之間的相對位置

i：衛星軌道傾角(orbit inclination)，為地球赤道面與衛星軌道面之間的地心夾角。

$\Omega$ ：軌道升交點赤經(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。

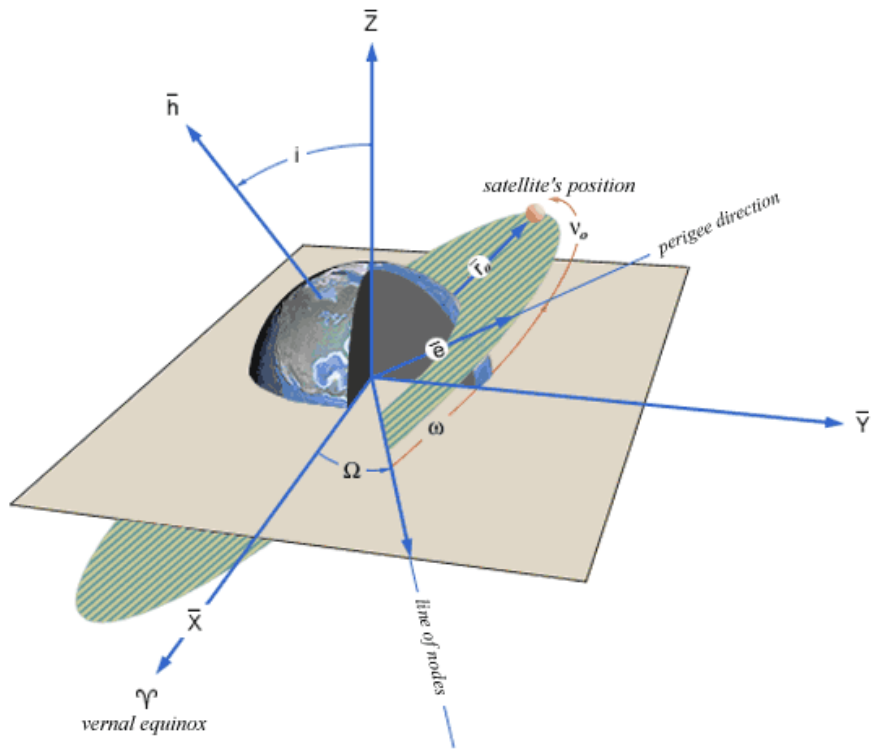
3. 決定刻卜勒橢圓在衛星軌道平面上的方向

$\omega$ ：近地點變角(argument of perigee)，為升交點與近地點在軌道面上之地心夾角。

4. 決定衛星在軌道上的瞬間位置

v：真近點角(true anomaly)，軌道平面上衛星與近地點之夾角。在幾何圖上，無法表示平近點角 M(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)來求得。

圖 2-3 所示為刻卜勒軌道六元素的示意圖(NASA)，而圖 2-4 所示為軌道面上各元素之平面示意圖(NASA)。不同的軌道元素(orbit elements)，就會有不同的六項積分常數項之定義，刻卜勒軌道六元素只不過是其中一種而已。



- a - defines the size of the orbit
- e - defines the shape of the orbit
- i - defines the orientation of the orbit with respect to the Earth's equator.
- $\omega$  - defines where the low point, perigee, of the orbit is with respect to the Earth's surface.
- $\Omega$  - defines the location of the ascending and descending orbit locations with respect to the Earth's equatorial plane.
- $\nu$  - defines where the satellite is within the orbit with respect to perigee.

圖2-3 刻卜勒六元素之定義(NASA Human Space Flight, 2012)

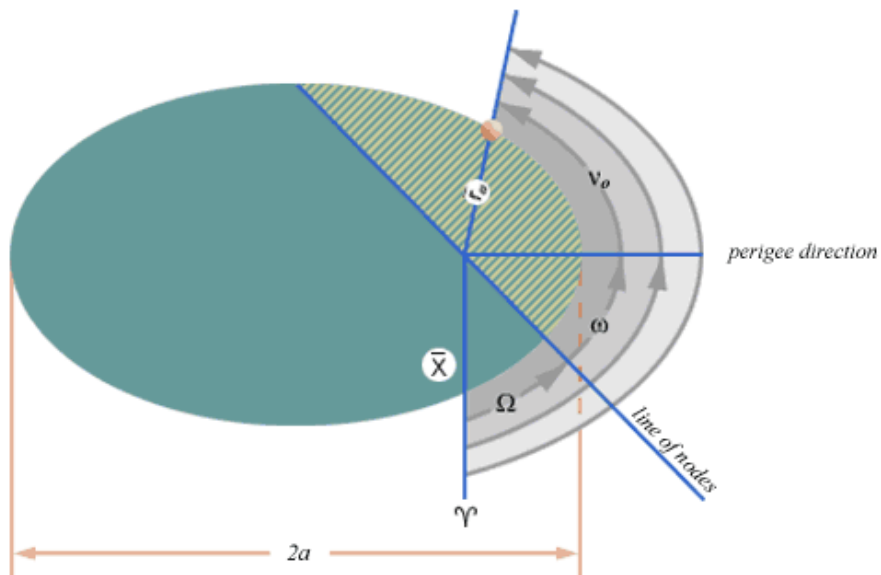


圖2-4 軌道面上各元素之平面示意圖(NASA Human Space Flight, 2012)

## 2-4-2 動力法定軌

於 2-4-1 節所述的式(2-4)，是假設衛星單純只受到地球質心的引力所造成之擾動加速度，且地球質量也是均勻分佈的，若要考慮得更加嚴密(必須更加嚴密)，式(2-4)則需要再加入更多的考量。實際上，人造衛星在繞地球運行時所受的力可分為引力(gravitational)和非引力(non-graviational)兩部份。主要的引力來源包含地球引力場、太陽、月球和其他星體影響，以及日月引力所引起的海潮、固體潮等。而作用在低軌衛星(Low Earth Orbitor, LEO)上主要的非引力來源則包含太陽輻射壓、地球輻射壓和大氣阻力等。

在各種對衛星軌道造成影響的作用力中，以地球引力場的影響為最大，其所造成的引力也可稱為中心力。而其他作用力的影響相對於中心力是很小的。實際上衛星所受的力不只有地球中心引力，尚有日月引力、太陽輻射壓等等。除地球中心引力外，其餘則稱之為擾動力。所以依據牛頓萬有引力的定理，在考慮各種作用力對衛星的影響下，衛星繞行地球的運動方程應該表示為(Seeber, 2003)：

$$\ddot{\mathbf{r}}(\mathbf{t}) = -\frac{GM}{r(\mathbf{t})^3}\mathbf{r}(\mathbf{t}) + \mathbf{a}(\mathbf{t}) \quad (2-7)$$

式(2-7)和式(2-4)的差別在於多了一項  $\mathbf{a}(\mathbf{t})$ ，而  $\mathbf{a}(\mathbf{t})$  則是衛星在時刻  $t$  所受到的擾動力加速度總和，衛星在太空中所受到的所有擾動力加速度可表示成如式(2-8)所示(Seeber, 2003)：

$$\mathbf{a} = \mathbf{a}_{ns} + \mathbf{a}_{nb} + \mathbf{a}_{et} + \mathbf{a}_{ot} + \mathbf{a}_{drag} + \mathbf{a}_{srp} + \mathbf{a}_{erp} + \mathbf{a}_{grl} \quad (2-8)$$

其中，

$\mathbf{a}_{ns}$ ：地球引力位能所造成之擾動加速度

$\mathbf{a}_{nb}$ ：多體造成之擾動加速度

$\mathbf{a}_{et}$ ：地球固體潮造成之擾動加速度

$a_{ot}$ ：海潮造成之擾動加速度

$a_{drag}$ ：空氣阻力造成之擾動加速度

$a_{srp}$ ：太陽輻射壓造成之擾動加速度

$a_{erp}$ ：地球輻射壓造成之擾動加速度

$a_{grl}$ ：相對論效應造成之擾動加速度

計算力學軌道就必須先建立相應的衛星力學模式，若力學模式考慮了以上所述全部的擾動力加速度，再利用軟體積分器所積分出來的衛星軌道，就稱之為動力軌道。動力法的優點是不要求各個測站之間進行同步觀測，觀測到衛星的機會較多，亦可以收集長時間的觀測數據並一同計算，故可以獲得大量的觀測數據，應用層面也因此而變得非常廣且靈活；然而其缺點則在於數學模式組成過於複雜且計算麻煩，工作量過於龐大，且力學模式的好壞將直接影響衛星軌道的成果精度。

為了使數學模式變得簡單且降低計算量，Bernese 將式(2-8)所示的擾動力加速度減少。其力學模式考慮了多體擾動模式、海潮模式、固體潮模式、地球重力場模型、太陽輻射壓造成的擾動加速度，而不考慮大氣阻力、地球輻射壓、相對論效應造成的擾動加速度，但以經驗力模式來吸收其影響。有了力學模式，再搭配數值積分，即可利用 Bernese 5.0 的積分器進行軌道積分求得軌道元素，最後再利用軌道元素來建立低軌衛星的精密軌道。此法就稱為簡動力法，所積分出來之衛星軌道則稱為簡動力軌道。

表 2-3 所示為不同軌道高度的衛星(STARLETTE、AJISAI、LAGEOS、GPS)在太空中所受到的主要擾動力與地球中心引力相比的粗略估計值，由表中可以得知其他擾動力與地球中心引力相比下均小於至少  $10^{-3}$  的量級。而 Bernese 的簡動力法則是將這其中量級最小的大氣阻力和地球輻射壓去除不考慮，這樣做不但可

以減少力學模式的複雜度和降低計算工作量，亦可以將衛星定軌成果的精度影響降至最低。

表2-3 衛星所受到的主要擾動力及其量級(Reigber, 1989)

擾動力來源	衛星名稱與軌道長軸半徑，加速度單位為 $m/s^2$			
	STARLETTE 7337 km	AJISAI 7869 km	LAGEOS 12266 km	GPS 26559 km
中心力	7.4	6.4	2.6	0.6
非球體引力場 C <sub>20</sub> 項	$8 \times 10^{-3}$	$6 \times 10^{-3}$	$2 \times 10^{-3}$	$5 \times 10^{-5}$
非球體引力場 其餘項總和	$1 \times 10^{-4}$	$9 \times 10^{-5}$	$5 \times 10^{-6}$	$3 \times 10^{-7}$
多體擾動	$1 \times 10^{-6}$	$1 \sim 2 \times 10^{-6}$	$2 \times 10^{-6}$	$5 \times 10^{-6}$
固體潮擾動	$2 \times 10^{-7}$	$1 \sim 2 \times 10^{-7}$	$3 \times 10^{-8}$	$1 \times 10^{-9}$
海潮擾動	$3 \times 10^{-8}$	$2 \times 10^{-8}$	$2 \times 10^{-9}$	$1 \times 10^{-10}$
大氣阻力擾動	$1 \sim 2 \times 10^{-10}$	$1 \sim 2 \times 10^{-10}$	$3 \times 10^{-12}$	0
太陽輻射壓擾動	$5 \times 10^{-9}$	$5 \times 10^{-8}$	$4 \times 10^{-9}$	$1 \times 10^{-7}$
地球輻射壓擾動	$5 \times 10^{-10}$	$8 \times 10^{-9}$	$7 \times 10^{-11}$	$1 \times 10^{-9}$

### 2-4-3 GPS 動態法定軌

動態法又稱為幾何法，動態法要求各衛星之間的同步觀測，實際應用上需要接收到至少四個或以上的衛星訊號，在至少三個不同的時刻同步觀測，並利用空間交會的原理導出基線或新的位置方可。若是觀測不同軌道平面的衛星，則可以提高觀測量的空間幾何分佈情況。圖 2-5 所示為以台灣福爾摩沙衛星為例，對動態法之定軌示意圖(沈逸晴，2008)。

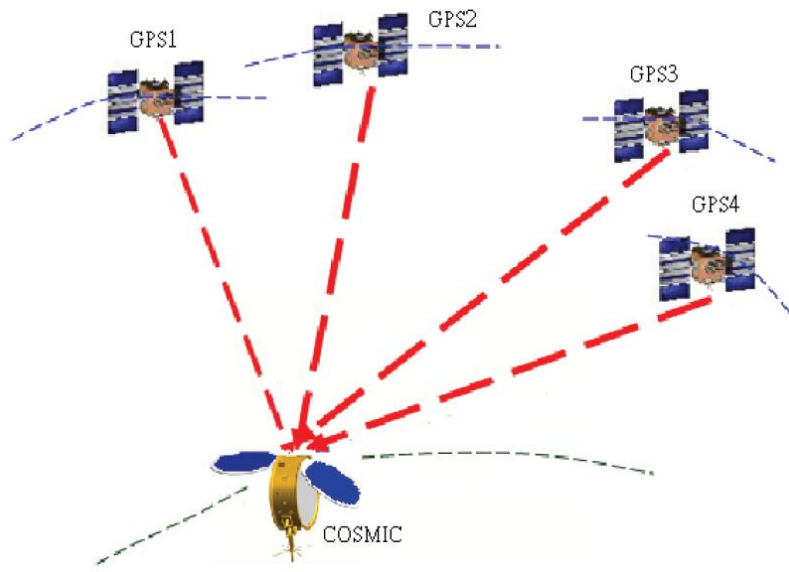


圖2-5 動態法定位示意圖(沈逸晴，2008)

欲了解動態法，則必須先了解 GPS 雙頻(L1、L2)相位之觀測方程，而 GPS 雙頻(L1 和 L2)相位觀測方程之詳細說明則分別如式(2-9)和式(2-10)所示：

$$L_1 = \rho_1 + c(dt - dT) - I_1 + dtrop_1 + \lambda_1 N_1 + \varepsilon \quad (2-9)$$

$$L_2 = \rho_2 + c(dt - dT) - \frac{f_1^2}{f_2^2} I_1 + dtrop_2 + \lambda_2 N_2 + \varepsilon \quad (2-10)$$

如若欲消除電離層造成的延遲誤差，可以 L1 和 L2 的觀測方程進行無電離層線性組合 L3，式(2-11)所示為 L3 線性組合之公式，式(2-12)所示則是無電離層線性組合 L3 之觀測方程式：

$$L_3 = \frac{1}{f_1^2 - f_2^2} (f_1^2 L_1 - f_2^2 L_2) \quad (2-11)$$

$$L_3 = \rho_3 + c(dt - dT) + dtrop_3 + \lambda_3 N_3 + \varepsilon \quad (2-12)$$

式(2-9)、(2-10)、(2-11)、(2-12)中，

$L_1$ 、 $L_2$ 、 $L_3$ ：衛星零次差相位觀測量

$\rho_1$ 、 $\rho_2$ 、 $\rho_3$ ：衛星與 GPS 衛星之間的真實距離



c：光在真空中之速度

dt：GPS 接收儀之時鐘誤差

dT：GPS 衛星之時鐘誤差

f<sub>1</sub>、f<sub>2</sub>：載波 L<sub>1</sub> 和 L<sub>2</sub> 之頻率

λ<sub>1</sub>、λ<sub>2</sub>、λ<sub>3</sub>：載波 L<sub>1</sub>、L<sub>2</sub>、L<sub>3</sub> 的波長

N<sub>1</sub>、N<sub>2</sub>、N<sub>3</sub>：載波 L<sub>1</sub>、L<sub>2</sub>、L<sub>3</sub> 的非整數週波未定值

dtrop<sub>1</sub>、dtrop<sub>2</sub>、dtrop<sub>3</sub>：對流層延遲誤差

ε：載波 L<sub>1</sub>、L<sub>2</sub>、L<sub>3</sub> 的雜訊

若利用低軌衛星所接收到的 GPS 觀測量進行定位，並且不加入任何的力學模式考量，則動態定位法可以反映出地球重力場的變化；由於動力法定軌加入了力學模式的考量，使得重力場引起的部份效應被力學模式吸收掉，故動態法的定位比較適用於反衍重力場的效應。若要以數學式子來表示，需將(2-12)式分別對 x、y、z、dt、N 做偏微分，其中 x、y、z 為低軌衛星的位置坐標，可得(曾子榜，2006)：

$$L_3 + V = L_3^0 + \frac{\partial L_3}{\partial x} dx + \frac{\partial L_3}{\partial y} dy + \frac{\partial L_3}{\partial z} dz + \frac{\partial L_3}{\partial t} dt + \frac{\partial L_3}{\partial N} dN \quad (2-13)$$

一個觀測數據就可列出一條如式(2-13)一般的觀測方程式，若加入所有的觀測數據，以矩陣的方式表達，可得(曾子榜，2006)：

$$A = \begin{bmatrix} \frac{\partial L_3^1}{\partial x} & \frac{\partial L_3^1}{\partial y} & \frac{\partial L_3^1}{\partial z} & \frac{\partial L_3^1}{\partial t} & \frac{\partial L_3^1}{\partial N} \\ \frac{\partial L_3^2}{\partial x} & \frac{\partial L_3^2}{\partial y} & \frac{\partial L_3^2}{\partial z} & \frac{\partial L_3^2}{\partial t} & \frac{\partial L_3^2}{\partial N} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial L_3^n}{\partial x} & \frac{\partial L_3^n}{\partial y} & \frac{\partial L_3^n}{\partial z} & \frac{\partial L_3^n}{\partial t} & \frac{\partial L_3^n}{\partial N} \end{bmatrix}, X = \begin{bmatrix} dx \\ dy \\ dz \\ dt \\ dN \end{bmatrix}, L = \begin{bmatrix} L_3^1 - L_3^0 \\ L_3^2 - L_3^0 \\ \vdots \\ L_3^n - L_3^0 \end{bmatrix} \quad (2-14)$$

利用平差模型  $V = AX - L$  的方式，透過最小二乘法求得最小變方解的方式，  
所以有

$$V^T P V = \text{minimum} \quad (2-15)$$

故

$$\frac{\partial \Phi}{\partial X} = (A^T P A \hat{X} - A^T P L) = 0 \rightarrow A^T P A \hat{X} = A^T P L \quad (2-16)$$

其未知數解則為

$$\hat{X} = (A^T P A)^{-1} A^T P L \quad (2-17)$$

動態法的優點在於不需要涉及任何的衛星軌道力學模式，也不需要知道衛星的精確位置。理論上並不需要引用任何的假設，數學模式相當單純且計算也很簡單，計算出來的成果精度只與空間幾何圖形及觀測精度有關。

動態法也有相對的缺點存在，動態法只能用來求定測站位置和基線，在實際執行上受測站相距太遠或天候的影響，測站間同步觀測的機會不多，不容易獲得較多的觀測數據(Seeber, 2003)，若想以動態法計算得到高精度的衛星軌道，其先決條件就是要有一精度較佳的先驗軌道方可(沈逸晴，2008)。

## 2-5 SLR 與 GPS 之比較

全球定位系統在當今社會中，無論是在科學研究抑或是業界外業需求都受到廣大的應用，乃至於普羅大眾也會利用 GPS 來進行導航定位，足見 GPS 倍受歡迎的程度是超乎衛星雷射測距系統的。但為何發展歷史較為悠久的衛星雷射測距系統會略遜色於全球定位系統？以下將針對這兩種截然不同的系統進行一系列的說明，並比較兩者間的優缺點。

全球定位系統的優點在於其地面接收儀並不笨重，攜帶非常方便，架設 GPS

接收儀也非常簡單且操作方便直接，並且一套 GPS 儀器組等等造價相對於衛星地面雷射站便宜很多，全球的 GPS 地面追蹤站也非常繁多且相當密集地分佈在世界各地，加上 GPS 外業量測不受天候的影響，無論是烏雲密布、天氣晴朗抑或是下著傾盆大雨一樣都不會影響到外業的執行。目前太空中已經有 30 顆 GPS 衛星分佈在 6 個軌道上，除了擁有非常良好的衛星空間幾何分佈，對於地球表面的覆蓋面積也相當完善且全面，採用主動式的觀測系統能產生大量的觀測資料，並且對相對定位的精度能符合測量應用及研究領域上的需求。

這世間並不存在完美的事物，GPS 除了以上所述的優點之外，自然也擁有一些缺點，以下將一一說明。1.GPS 的微波(microwave)觀測量很容易受到電離層和對流層模型誤差的影響。雖然可以通過雙頻訊號的線性組合來消除電離層的影響，但這也會使得周波未定值(ambiguity)原本的整數特性受到破壞，在短基線時反而會增大雜訊；而對流層模型誤差的影響，雖然可以通過附加對流層模式的改正參數來吸收誤差，但這也會造成求解時自由度的降低並增加待定參數間的相關性。2.GPS 載波相位觀測量包含周波未定值，這可能還包含周波脫落，在求解時也會造成相關性的增加而提高求解的困難度。3.GPS 是使用兩個計時器的單項測距系統，時錶誤差需在每個觀測時刻中求解出來，理論上若考慮二次差分觀測的相關性，則利用零次差分方法或二次差分方法來求解時錶誤差，皆會造成相關性的提高而導致解的強度減低。4.GPS 量測無法避免地面測站和衛星的相位中心變化和多路徑效應(multipath)的問題(Zhu et al., 1997)。

比照以上所述 GPS 的缺點，衛星雷射測距則是採用被動式之單一計時器的雙向測距系統，由於這樣的測距方法只使用同一個計時器，故其觀測數據就不存在時錶誤差的修正。另外，雷射是一具有高頻率特性的光波，故雷射光在地面測站和衛星間行進時，不易受到電離層的影響，只有對流層不定性的折射會對雷射光的觀測精度造成影響(Degnan and Pavlis, 1994)。加上 SLR 本身的觀測精度比 GPS 來得更高，除了可以直接做高精度的絕對位置坐標測定之外，還可以做為大

地及地球動力方面更近一步研究的依據，而且衛星雷射測距不存在周波未定值的問題；再者，SLR 系統在空間上只需要衛星裝載反射稜鏡即可，裝置即方便且省錢，故包含了執行各類任務的衛星，空間上的分布更廣、彈性更大；而專屬的 SLR 衛星，有圓球形的表面及良好的面積與質量之比，衛星壽命長並可精確預估衛星的軌道。

SLR 的優點雖然可以補足 GPS 的缺點，但 SLR 與 GPS 同樣擁有相應的缺點。

1. 衛星地面雷射站的架設經費太高，而且周圍地理環境的限制也比較嚴苛，再加上維護成本也很貴，而導致設置衛星地面雷射站變得困難。2. 全球的衛星地面雷射站不單只數量不多，就連各站之間的分佈也顯得不夠均勻，基本上主要的設站位置都集中分佈在歐洲、亞洲和美洲，還有少數的幾站設置在非洲和澳洲。3. SLR 為被動式的觀測系統，受到地面測站數的限制，各類衛星被觀測的優先順序不一，觀測易受天候的影響，觀測量的產量有限，這即是 SLR 最大的缺憾，也是 SLR 本身遠遠不及 GPS 的地方。表 2-4 所示，為 SLR 和 GPS 的優缺點一覽表。

表2-4 SLR 和 GPS 的優缺點一覽

	衛星雷射測距(SLR)	全球定位系統(GPS)
優點	單點精度優於 GPS 使用單一計時器，無時錶誤差 無週波未定值求定的問題 裝載反射稜鏡方便且便宜	全球地面測站分佈均勻且充足 接收儀攜帶方便，架設簡單 無天候的影響 一套 GPS 儀器組造價便宜
缺點	容易受天候的影響 地面站分佈不均且數量不足 地面雷射站建置及維護成本高 觀測數據產量有限	有週波未定值求定的問題 使用雙計時器，有時錶誤差 易受電離層、對流層影響 有相位中心偏移及多路徑效應

## 第三章 SLR 數據計算程序

### 3-1 數據來源

本節必須分作兩部分來說明，第一部分是衛星雷射測距的觀測數據之介紹，而第二部分則是利用 Bernese 定軌所需要的資料之介紹。由於台灣在衛星雷射測距的相關研究不是太多，對其觀測數據的了解想必也是知解甚少，故本節將詳細說明 SLR 觀測數據的格式、內容和數據格式間的差別。而 Bernese 定軌相關的資料已有不少論文曾經提及，例如劉展鵬(2005)、曾子榜(2006)等，本研究也就不做太多詳細之說明。

#### 3-1-1 SLR 觀測數據

目前，美國的地殼動力數據中心(Crustal Dynamics Data Information System, CDDIS)所提供的衛星雷射測距觀測數據的格式共分三種，分別為 Full-rate data、quick-look data(on-site normal points data)以及 normal points data。就一般應用而言，normal points data 為最常被使用的數據類型，除非有其他比較特別的考量，否則不會使用另外兩種格式的數據，其中原由將在後面的介紹中探討。圖 3-1 所示為衛星雷射測距的觀測數據，從資料生產、任務執行、數據修正、研究分析等等各種處理的流程圖。

首先，full-rate data 為衛星雷射測距的最原始之觀測數據，該數據未經任何處理，為 MERIT-II(Monitor Earth Rotation and Intercompare the Techniques)格式。現今 SLR 所發射之雷射光，其頻率約為 5 至 10 個赫茲(Hz)或更高，在衛星經過短短的數分鐘內，即可觀測得到數千筆的測距數據，但由於儀器、氣象和種種的因素，使得這數千筆數據之間的相關係數變得很高，且如此高密度和龐大的數據量對於後續的研究、分析和應用來說負擔過重了，故 full-rate data 並不常被直接使用。

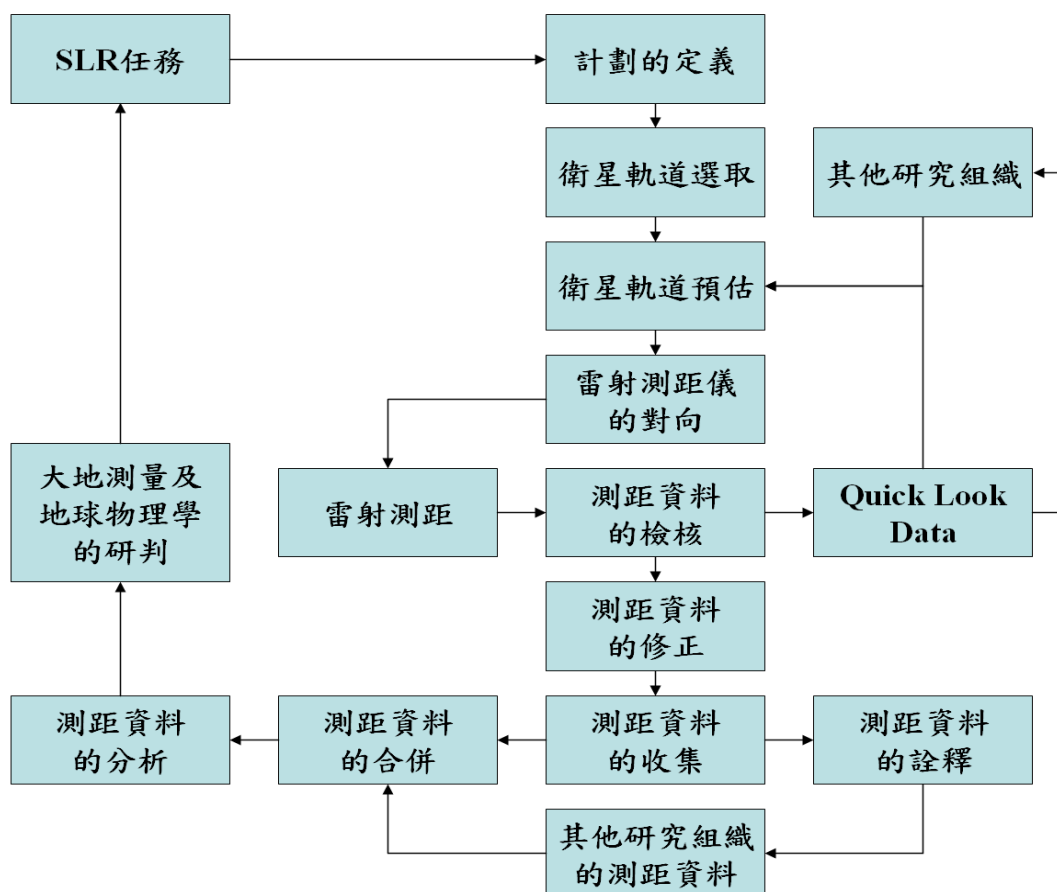


圖3-1 衛星雷射測距資料之處理流程(Aardoom et al, 1982)

Quick-look data 則是 CSTG(Commission on International Coordination of Space Techniques for Geodesy and Geodynamics)格式，是由地面雷射測站在觀測衛星之後迅速產生的 normal points 資料，Quick-look data 剔除了原始觀測資料(full-rate data)中過於冗長的部分，只保留檔頭資料和符合時間標示的觀測數據。CSTG 格式與 normal point data 的 MERIT-II 格式非常相似，透過電報用戶直通電路(telexline，例如：E-mail)及時地傳送到其他地面雷射測站，以便可以正確的預估衛星軌道，並將衛星軌道提供給觀測衛星使用。

為了克服 full-rate data 高密度和數據量過於龐大的問題，ILRS 將原始的觀測數據通過濾波和壓縮的處理程序，進而形成了所謂的 normal points data 來表示某一時間段內的平均觀測距離。該處理程序會偵測並消除原始觀測數據中的錯誤、

評估觀測的精度以及縮減數據量，由於 normal points data 更適合被應用在各項研究和分析中，故市面上基本都會採用這一格式的資料。Normal points data 平均觀測距離的精度被視為雷射測距儀的內部精度，並不包含系統性的影響在內，必須藉由平差模式來加以評估(Seeber, 2003)。Normal points data 本身具有幾項特性，分別為：

1. 保留原始觀測數據的必要資訊
2. Normal points 之間所殘餘的相關性已不顯著
3. 數據中的大錯誤經已剔除

Normal points data 的內容是由一連串的数字所組合而成，如圖 3-2 所示，內容以 99999 作為不同時段不同測站的數據間隔，第一行是檔頭，第二行開始則是觀測數據。欲了解 Normal points data 內各組数字的意義，可至 ILRS 網站上查詢(網址：[http://ilrs.gsfc.nasa.gov/data\\_and\\_products/data/npt/npt\\_format.html](http://ilrs.gsfc.nasa.gov/data_and_products/data/npt/npt_format.html))，表 3-1 所示為 MERIT-II 格式之 normal points data 的檔頭內容，表 3-2 所示則是 MERIT-II 格式之 normal points data 的觀測數據內容。

```
1 99999
2 0200901100017308500153200016501100000900693403100790131
3 03897796866600626775594600000610993727870210018000000
4 03905596963400607414108200000850993727870210041000000
5 03923097148700570365065600000740993727870210027000000
6 03938347268500546402104300000840993727870210018000000
7 0395144733610053286945620000000993727870210003000000
8 03986347341200531859527900000640993727860180015000000
9 03995647299200540253197600000810993727850180019000000
10 04014447163300567446132300000780993727840180046000000
11 04028097026200594864218100000800993627830180077000000
12 04043196842600631591844300000760993627830180066000000
13 04057996635100673074126600000800993627830180086000000
14 04072096416700716770167100000820993627830180111000000
15 0408759615730076865414400000850993627820180126000000
16 04102245896900820719119600000740993627830190111000000
17 04113645686000862914582200000770993627840190056000000
18 99999
19 0200901100017308500153200016501100000900693403100790131
20 03897796866600626775594600000610993727870210018000000
21 03905596963400607414108200000850993727870210041000000
```

圖3-2 Normal points data 的內容

表3-1 MERIT-II 格式之 normal points data 檔頭內容(ILRS Normal Point Data, 2012)

Column	Range	Description
1	1~7	ILRS Satellite identifier
2	8~9	Year of century
3	10~12	Day of year
4	13~16	Crustal Dynamics Project Pad ID
5	17~18	Crustal Dynamics Project 2-digit system number
6	19~20	Crustal Dynamics Project 2-digit occupancy sequence number
7	21~24	Wavelength of the laser
8	25~32	Calibration system delay(two-way value in picoseconds)
9	33~38	Calibration delay shift(two-way value in picoseconds)
10	39~42	RMS of raw system delay values from the mean
11	43	Normal point window indicator(an integer from 0 to 9)
12	44	Epoch time scale indicator
13	45	System calibration method and delay shift indicator
14	46	System CHange Indicator(SCH)
15	47	System Configuration Indicator(SCI)
16	48~51	Pass RMS from the mean of raw range values minus the trend function



17	52	Data quality assessment indicator
18	53~54	Checksum - integer value = sum of digits in columns 1-52
19	55	Format revision number indicator

表3-2 MERIT-II 格式之 normal points data 數據內容(ILRS Normal Point Data, 2012)

Column	Range	Description
1	1~12	Time of day of laser firing
2	13~24	Two-way time of flight corrected for system delay. Not corrected atmospheric delay and center of mass of satellite.
3	25~31	Bin RMS from the mean of raw range values minus the trend function
4	32~36	Surface pressure
5	37~40	Surface temperature
6	41~43	Relative humidity at surface in percent
7	44~47	Number of raw ranges compressed into the normal point
8	48	A flag to indicate the data release
9	49	SLR: not used before revision 2, LLR: integer seconds of the two-way time of flight
10	50	SLR: not used, LLR: normal point window indicator
11	51~52	SLR: not used, LLR: signal to noise ratio
12	53~54	Checksum - integer value = sum of digits in columns 1-52

### 3-1-2 Bernese 所需資料

於劉展鵬(2005)一文中，講述了如何安裝 Bernese 5.0 的詳細流程，故本研究不再重述。Bernese 在計算 SLR 數據時，需輸入的檔案分為使用者輸入與一般參數兩種。使用者輸入需要自行下載衛星觀測數據、地球自轉參數等等欲處理之資料，如表 3-3 所示。一般參數則是 Bernese 進行資料處理的過程中所使用到的相關參數檔，例如：大地基準資訊、衛星資訊、章動模式等等，如表 3-4 所示。

伯恩大學(University of Bern)本身有設置 Bernese 軟體專屬的 FTP 站提供用戶下載資料(網址:ftp://ftp.unibe.ch/),大部分的使用者輸入的資料都可以到該 FTP 站去下載，諸如 GPS 精密星曆、GPS 時表修正檔等等；一般參數資料的周期變化雖然多半不是太大，但仍然需要定時到 FTP 站去更新參數，以確保 Bernese 定軌的精度不會產生不必要的誤差。以 GRACE 衛星於 2005 年 1 月 10 日的地球自轉參數做為 Bernese 5.0 使用者輸入的例子，時間換算成 GPS 週第 1305 週的禮拜一，故檔案之名稱為 COD13051.ERP。

表3-3 Bernese 5.0 使用者輸入之資料

檔案類型	內容	網址
gracea.0501	SLR 地面站對 GRACE 之觀測數據	<a href="ftp://cddis.gsfc.nasa.gov/pub/slr/data/npt/gracea/">ftp://cddis.gsfc.nasa.gov/pub/slr/data/npt/gracea/</a>
GRCA0100.05O	GRACE A 觀測 O 檔	
COD13051.EPH	GPS 精密星曆	<a href="ftp://ftp.unibe.ch/aiub/CODE/2005/">ftp://ftp.unibe.ch/aiub/CODE/2005/</a>
COD13051.ERP	地球自轉參數	<a href="ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/ORB/2005/">ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/ORB/2005/</a>

COD05010.CLK	GPS 時錶修正檔	<a href="ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/ORB/2005/">ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/ORB/2005/</a>
CODE.STA	IGS 站資訊檔	<a href="ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/STA/">ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/STA/</a>
IGS_00.CRD	IGS 站坐標檔	<a href="ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/STA/">ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/STA/</a>
STA_SLR.STA	SLR 地面站資訊檔	
ABB_SLR.ABB	SLR 地面站名縮寫檔	
SLR.CRD	SLR 地面站坐標檔	

表3-4 Bernese 5.0 一般參數之資料(劉展鵬, 2005)

檔案類型	內容	網址
CONST	軟體用到的常數 例如：光速、地球半徑、L1 和 L2 的頻率等等	<a href="ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/">ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/</a>
DATUM	大地基準資訊	<a href="ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/">ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/</a>
DE200.EPH	行星星曆	按照軟體內說明，至 JPL 網頁取得相關資料，以 Bernese 5.0 產生
SATELLIT	衛星資訊	<a href="ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/">ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/</a>
SAT_YYYY.CRX (YYYY 代表年份)	衛星健康資訊	<a href="ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/">ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/</a>
RECEIVER	反射鏡資訊	<a href="ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/">ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/</a>

OT_CSRC.TID OT_TOPEX.TID OT2TOPEX.TID	海潮係數	<a href="ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/">ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/</a>
IERS2000.SUB RAY_96.SUB	半日潮資訊	<a href="ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/">ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/</a>
IAU2000.NUT IAU80.NUT	章動模式	<a href="ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/">ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/</a>
EGM96 EIGEN2 JGM3 GEMT3 GEM10N TEG4	地位係數	<a href="ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/">ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/GEN/</a>
SINEX SINEX.TRO	SINEX 檔頭資訊	<a href="ftp://ftp.unibe.ch/">ftp://ftp.unibe.ch/</a>
IONEX	IONEX 檔頭資訊	<a href="ftp://ftp.unibe.ch/">ftp://ftp.unibe.ch/</a>

### 3-2 Marini & Murray 大氣層折射模型

如 3-1-1 節的表 3-2 之第 2 欄所述，normal points data 的系統延誤修正並不包含大氣層折射和衛星質量中心的改正，故必須另作考量，本節則重點討論大氣層折射所造成之時間延誤。而 Bernese 5.0 內建有關於衛星雷射測距的大氣層折射修正的相關程式，故在進入 SLR 衛星定軌的流程之前，必須先了解大氣層折射的改正原理。

雷射光在地面雷射測站和衛星反射稜鏡之間傳遞的過程中，會經過不同的介質，其中以大氣層為最重要的傳遞介質。雷射光會受到大氣折射的影響而造成延誤，使得傳播速度還有傳播路徑產生改變，雷射光將不再以光速於空間中行進，而是以一小於真空光速的速度在傳播，傳播路徑的變化則和雷射光的入射角度有關，這兩種效應統稱為大氣折射效應。大氣折射效應會使雷射光所量測之距離比真實距離來得長，如要取得公分級的觀測精度或者是軌道精度，勢必要考慮大氣折射改正。

大氣層一般分為對流層和電離層，對流層的定義為地球表面向上直到約 40 公里高的大氣層範圍，而電離層的定義則是地表以上 70 公里起算的大氣層範圍。在電離層中含有高度密集的電離子，而電離層的折射率與電離層中的電子密度成正比，與通過電離層的電磁波之頻率成反比(周忠謨，易杰軍，1992)。由於雷射光為一高頻率的電磁波，幾乎不受電離層的影響，其造成的影響往往可以忽略不計，故本研究只注重探討對流層折射修正。對流層幾乎涵蓋了大氣層中 99% 的大氣質量，對流層的狀態隨地面氣候的變化而改變，對雷射光所造成的折射與大氣溫度、壓力及濕度有關。

衛星雷射測距系統雖然已可達到公厘級的測距精度，但實際上現今的雷射測距的絕對精度主要還是受限於大氣傳播延誤上殘餘不確定性的影響(Degnan and Pavlis, 1994)。為了要求得衛星訊號的傳播路徑中各點之折射係數，必須要先得知雷射光傳播路徑上每一點的溫度、壓力及濕度等氣象元素，然而這些數值一般是無法被直接量測得到的，只能透過量測地面測站上的氣象元素，再利用這些數據來建立模式以計算空間中各點的氣象元素。Bernese 5.0 軟體對於衛星雷射測距的觀測數據，提供了一個專屬的對流層折射改正模型，稱為 Marini and Murray 對流層折射改正模型，以下將說明 Marini and Murray(McCarthy, 2003)的原理、方法。

Marini and Murray 對流層折射改正模型為 IERS 標準所推薦，專門應用於衛星雷射測距的觀測數據在對流層折射的改正上。雷射光由於具有較高的頻率，故所造成的大氣折射效應在仰角 10 度以上的範圍，皆能成功且有效地進行模式化並修正之。單程測距的 Marini and Murray 對流層折射改正的公式如下(McCarthy, 2003)：

$$\Delta d_r = \frac{f(\lambda)}{f(\varphi, H)} * \frac{A + B}{\sin E + \frac{B/(A+B)}{\sin E + 0.01}} \quad (3-1)$$

式中

$$A = 0.002357P_o + 0.000141e_o \quad (3-2a)$$

$$B = (1.084 * 10^{-8})P_o T_o K + \frac{9.468 * 10^{-8} P_o^2}{T_o(3-1/K)} \quad (3-2b)$$

$$K = 1.163 - 0.00968 \cos(2\varphi) - 0.00104 T_o + 0.00001435 P_o \quad (3-2c)$$

$\Delta d_r$ ：對流層折射距離改正量(m)

E：衛星高度角

$P_o$ ：測站的大氣壓力(mb)

$T_o$ ：測站的大氣絕對溫度(°K)

$e_o$ ：測站的水蒸氣壓力(mb)

$f(\lambda)$ ：雷射頻率參數(波長  $\lambda$  的單位為 mm)

$f(\varphi, H)$ ：測站的位置函數

若能得知相對濕度  $R_h(\%)$ ，即可利用下式計算水蒸氣壓力  $e_o$ (單位為 mb)：

$$e_o = \frac{R_h}{100} * 6.11 * 10^{\frac{7.5(T_o-273.15)}{237.3 + (T_o-273.15)}} \quad (3-3)$$

雷射頻率參數  $f(\lambda)$  之公式為：

$$f(\lambda) = 0.9650 + \frac{0.0164}{\lambda^2} + \frac{0.000228}{\lambda^4} \quad (3-4)$$

紅寶石雷射光之  $f(\lambda)$  為 1 (即  $f(0.6943) = 1$ )，綠光雷射之  $f(\lambda G) = 1.02579$ ，而近紅外光 YAG 雷射之  $f(\lambda IR) = 0.97966$ 。

地面雷射測站的位置函數  $f(\varphi, H)$  是由兩個未知參數來評估的，式中的  $\varphi$  和  $H$  分別代表地面雷射測站的大地緯度和正高(km)， $f(\varphi, H)$  的公式如下：

$$f(\varphi, H) = 1 - 0.0026\cos(2\varphi) - 0.00031H \quad (3-5)$$

### 3-3 GPS 定軌計算流程

在 Bernese 5.0 中，衛星雷射測距的定軌必須先導入一待定衛星的先驗軌道以供參考，本研究之定軌對象為重力衛星 GRACE，故在開始以 SLR 數據來計算衛星的軌道之前，必須先設法取得 GRACE 衛星的先驗軌道，方可執行後續的計算步驟。

對於 GRACE 而言，由於 GRACE 有裝載 GPS 接收儀，故可利用 GPS 觀測 GRACE 的數據，計算某一日期下 GRACE 的 GPS 軌道作為先驗參考。至此會面對兩項選擇，正如第二章 2-4 節所述，Bernese 5.0 可以 GPS 之資料計算簡動力軌道和動態軌道，這兩種軌道皆可被選用為先驗軌道，主要取決於個人需求。

動態軌道的精度雖然不如簡動力軌道，但計算過程快速；簡動力軌道則是計算過程較冗長，但是軌道精度卻優於動態軌道。理論上，高精度的先驗軌道自然可以幫助提升衛星軌道的精度，但仍需考量計算軌道所消耗的時間長短。而本研究為了可以更快地得到先驗軌道，決定只利用 GPS 之電碼觀測量來計算 GRACE 之動態軌道，雖然精度並不理想(約公尺級精度)，但作為先驗軌道已經足夠。

### 3-3-1 簡動力定軌的流程

簡動力法不考慮空氣阻力、地球輻射壓和相對論效應造成之擾動加速度，但會估計軌道的隨機參數，每 6-15 分鐘一組參數解，分成徑向、沿軌道向、橫向去吸收這些影響(Svehla and Rothacher, 2003)。

#### 步驟 1：低軌衛星觀測資料格式轉換(RXOBV3)

RINEX→Import RINEX to Bernese format→Observation files

因為下載來的低軌衛星觀測資料檔案為 RINEX 格式，Bernese 無法讀取這種格式的檔案，所以要將其先行轉換成 Bernese 可以讀取的格式，即 Bernese 自訂的觀測資料格式 CZH、CZO、PZH 和 PZO 檔。

輸入檔案：

RINEX 格式的 GPS 衛星對低軌衛星的觀測資料(副檔名：yyO，yy 為年份)、全球 IGS 站資訊檔 STA。

輸出檔案：

Bernese 格式的 GPS 衛星對低軌衛星的觀測資料，分別儲存成 4 份檔案，電碼觀測資料檔頭 CZH、電碼觀測資料量 CZO、相位觀測資料檔頭 PZH、相位觀測資料量 PZO。

#### 步驟 2：建立 GPS 衛星標準軌道(ORBGEN)

在開始此步驟前，必須先行確認一些設定值，步驟如下：

i.)Configure→Paths and extensions

此步驟僅為確認設定，若已完成則下次可略過，檢查 Precise orbits 的 extension 是否為 EPH，還有 Earth orientation parameters(IERS)的 extension 是否為 ERP。



ii.)Orbits/EOP→Create standard orbits

輸入檔案：

GPS 衛星的精密星曆 EPH、地球自轉參數 ERP。

輸出檔案：

GPS 衛星標準軌道 STD。

**步驟 3：利用 CODE 觀測量計算低軌衛星的動態軌道(CODSPP)**

Processing→Code-based clock synchronization

輸入檔案：

GPS 衛星標準軌道 STD、GPS 衛星時錶差 CLK、全球 IGS 站坐標檔 CRD、電碼觀測資料檔頭 CZH、地球自轉參數 ERP。

輸出檔案：

低軌衛星的概略動態坐標 KIN。

**步驟 4：將低軌衛星的動態坐標轉換為精密星曆格式(KINPRE)**

USER→USER Program01：KINPRE

從 Bernese 內部呼叫 KINPRE 的程式並儲存在 USER 欄目下(此動作只需要做一次)，以後就可以在 USER 欄目下直接使用。

輸入檔案：

低軌衛星的概略動態坐標 KIN。

輸出檔案：

精密星曆格式的低軌衛星坐標檔 EPH。

### 步驟 5：建立低軌衛星的標準軌道(ORBGEN)

Orbits/EOP→Create standard orbits

利用精密星曆格式的低軌衛星先驗坐標，來建立該衛星的標準軌道，以供後續軌道計算的參考。

輸入檔案：

精密星曆格式的低軌衛星坐標檔 EPH、地球自轉參數 ERP(ERP 檔名需與 EPH 檔名一致)。

輸出檔案：

輻射壓參數 RPR、低軌衛星標準軌道 STD。

### 步驟 6：低軌衛星時與 GPS 時鐘同步(CODSPP)

Processing→Code-based clock synchronization

此步驟的目的，是為了將低軌衛星時和 GPS 衛星時做一同步的動作，並估計低軌衛星接收儀時錶誤差，並將低軌衛星接收儀時錶誤差的成果儲存在 GPS 相位觀測資料中。

輸入檔案：

GPS 衛星標準軌道 STD、GPS 衛星時錶差 CLK、全球 IGS 站坐標檔 CRD、電碼觀測資料檔頭 CZH、地球自轉參數 ERP、低軌衛星標準軌道 STD。

輸出檔案：

成果說明檔 CODSPP.L00，主要紀錄該程式執行的概況。

## 步驟 7：週波脫落偵測與相位資料前處理(MAUPRP)

Processing → Phase Preprocessing

GPS 相位觀測資料的預處理，對週波脫落進行偵測和檢查 outliers，評估相位資料品質之後進行補償。

輸入檔案：

GPS 衛星標準軌道 STD、地球自轉參數 ERP、GPS 衛星時錶差 CLK、全球 IGS 站坐標檔 CRD、相位觀測資料檔頭 PZH。

輸出檔案：

成果說明檔 MAUPRP.L00，主要紀錄該程式執行的概況。

## 步驟 8：估計簡動力軌道(GPSEST)

Processing → Parameter estimation

利用已經過週波脫落補償之後的相位觀測資料，計算低軌衛星的簡動力軌道，最後求得衛星軌道六元素以及低軌衛星的速度場。

輸入檔案：

全球 IGS 站坐標檔 CRD、GPS 衛星標準軌道 STD、GPS 衛星時錶差 CLK、地球自轉參數 ERP、低軌衛星標準軌道 STD、輻射壓參數 RPR、全球 IGS 站資訊檔 STA、相位觀測資料檔頭 PZH。

輸出檔案：

低軌衛星軌道元素檔 ELE，內容包含描述衛星軌道的六項參數，以及低軌衛星的速度場分量。

### 步驟 9：軌道元素轉換至標準軌道格式(ORBGEN)

Orbits/EOP→Create standard orbits

將步驟 8 輸出的低軌衛星軌道元素檔 ELE，用 Bernese 積分器進行軌道積分，最後輸出低軌衛星的標準軌道 STD。

輸入檔案：

低軌衛星軌道元素檔 ELE、地球自轉參數 ERP。

輸出檔案：

低軌衛星簡動力標準軌道 STD。

### 步驟 10：簡動力標準軌道格式轉換至精密星曆格式(STDPRE)

Orbits/EOP→Convert standard to precise orbits

由於簡動力標準軌道 STD 是無法直接開啟閱讀的，故必須將其轉換成精密星曆的格式以方便直接閱覽簡動力軌道的內容。

輸入檔案：

低軌衛星簡動力標準軌道 STD、地球自轉參數 ERP。

輸出檔案：

低軌衛星簡動力軌道 EPH。

### 步驟 11：重新執行步驟 5 至步驟 10，以疊代的方式提升簡動力軌道

將第一次積分出來的低軌衛星簡動力軌道 EPH，代入步驟 5 重新建立新的低軌衛星先驗軌道作為參考，接下來就只是重複上述的步驟至結束，最後得出經過疊代而得到提升的新簡動力軌道，詳細流程如圖 3-3 所示。

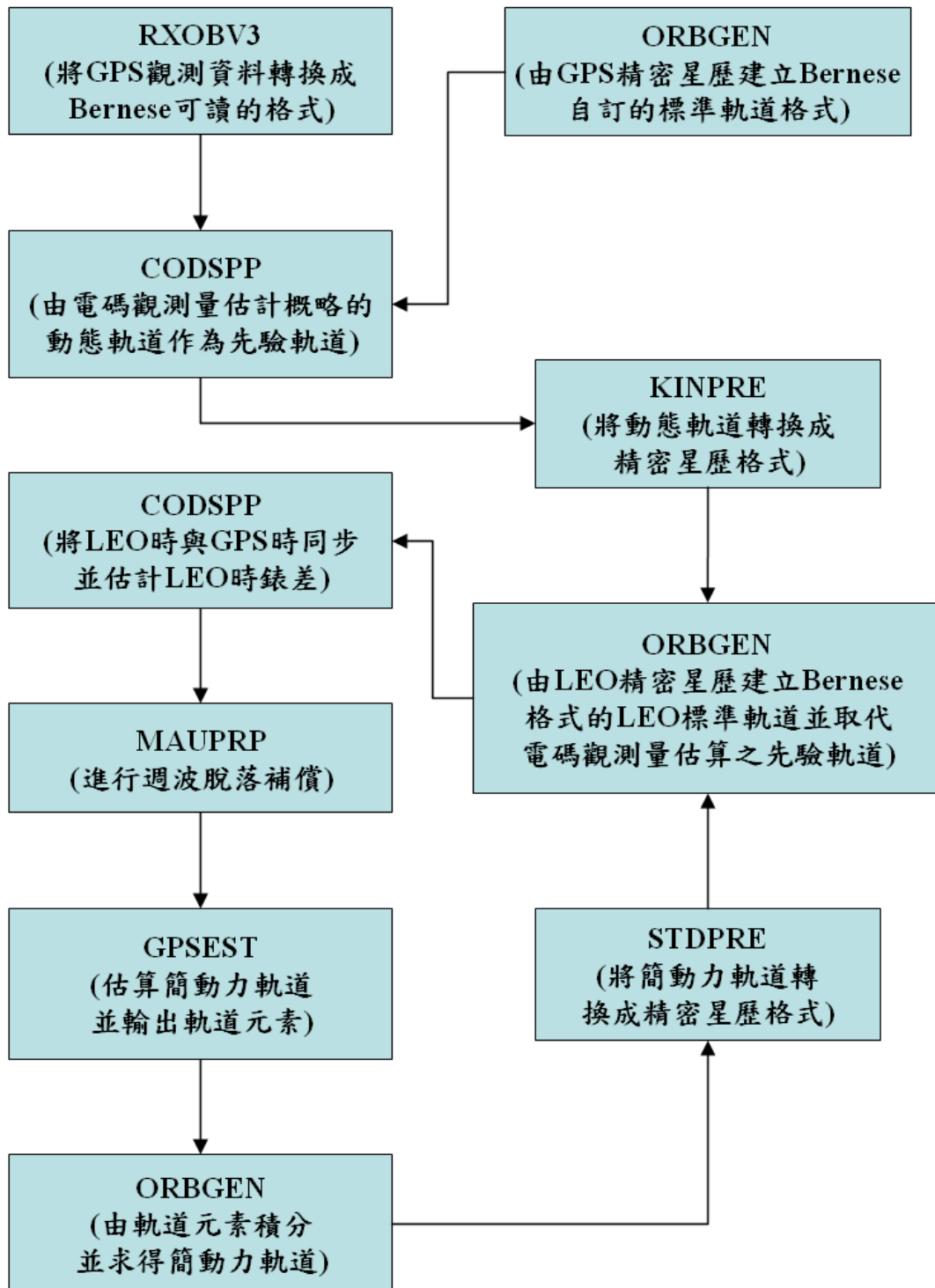


圖3-3 零次差之簡動力法定軌流程圖(劉展鵬，2005)

### 3-3-2 動態定軌的流程

高精度之低軌衛星動態軌道的決定因素，主要取決於其先驗軌道的精度，高精度的先驗軌道將直接影響最終輸出的動態軌道之精度，而簡動力軌道的精度一向表現不俗，做為先驗軌道的參考對象正好恰到好處。本節就利用 3-3-1 節最後所得到的簡動力軌道做為先驗軌道的參考，並以零次差動態法來計算低軌衛星的動態軌道，詳細步驟如下所述：

#### 步驟 1：低軌衛星觀測資料格式轉換(RXOBV3)

RINEX→Import RINEX to Bernese format→Observation files

#### 步驟 2：建立 GPS 衛星標準軌道(ORBGEN)

Orbits/EOP→Create standard orbits

#### 步驟 3：利用 CODE 觀測量計算低軌衛星的動態軌道(CODSPP)

Processing→Code-based clock synchronization

#### 步驟 4：將低軌衛星的動態坐標轉換為精密星曆格式(KINPRE)

USER→USER Program01：KINPRE

#### 步驟 5：建立低軌衛星的標準軌道(ORBGEN)

Orbits/EOP→Create standard orbits

#### 步驟 6：低軌衛星時與 GPS 時鐘同步(CODSPP)

Processing→Code-based clock synchronization

#### 步驟 7：週波脫落偵測與相位資料前處理(MAUPRP)

Processing→Phase Preprocessing

**步驟 8：估計簡動力軌道(GPSEST)**

Processing→Parameter estimation

**步驟 9：軌道元素轉換至標準軌道格式(ORBGEN)**

Orbits/EOP→Create standard orbits

**步驟 10：簡動力標準軌道格式轉換至精密星曆格式(STDPRE)**

Orbits/EOP→Convert standard to precise orbits

**步驟 11：重新執行步驟 5 至步驟 10，以疊代的方式提升簡動力軌道**

將第一次積分出來的低軌衛星簡動力軌道 EPH，代入步驟 5 重新建立新的低軌衛星先驗軌道作為參考，重複上述的步驟至結束，得出新的簡動力軌道。

到目前為止的操作步驟，與 3-3-1 節所述的簡動力法定軌之流程是一樣的，而接下來之步驟則與簡動力法定軌略有不同，詳細流程如圖 3-4 所示。

**步驟 12：估計低軌衛星的動態軌道(GPSEST)**

Processing→Parameter estimation

利用步驟 11 疊代後輸出的簡動力軌道，來估計低軌衛星的動態軌道。

需要檔案：

全球 IGS 站坐標檔 CRD、GPS 衛星標準軌道 STD、GPS 衛星時錶差 CLK、地球自轉參數 ERP、低軌衛星標準軌道 STD、全球 IGS 站資訊檔 STA、相位觀測資料檔頭 PZH。

輸出結果：

低軌衛星動態軌道 KIN。

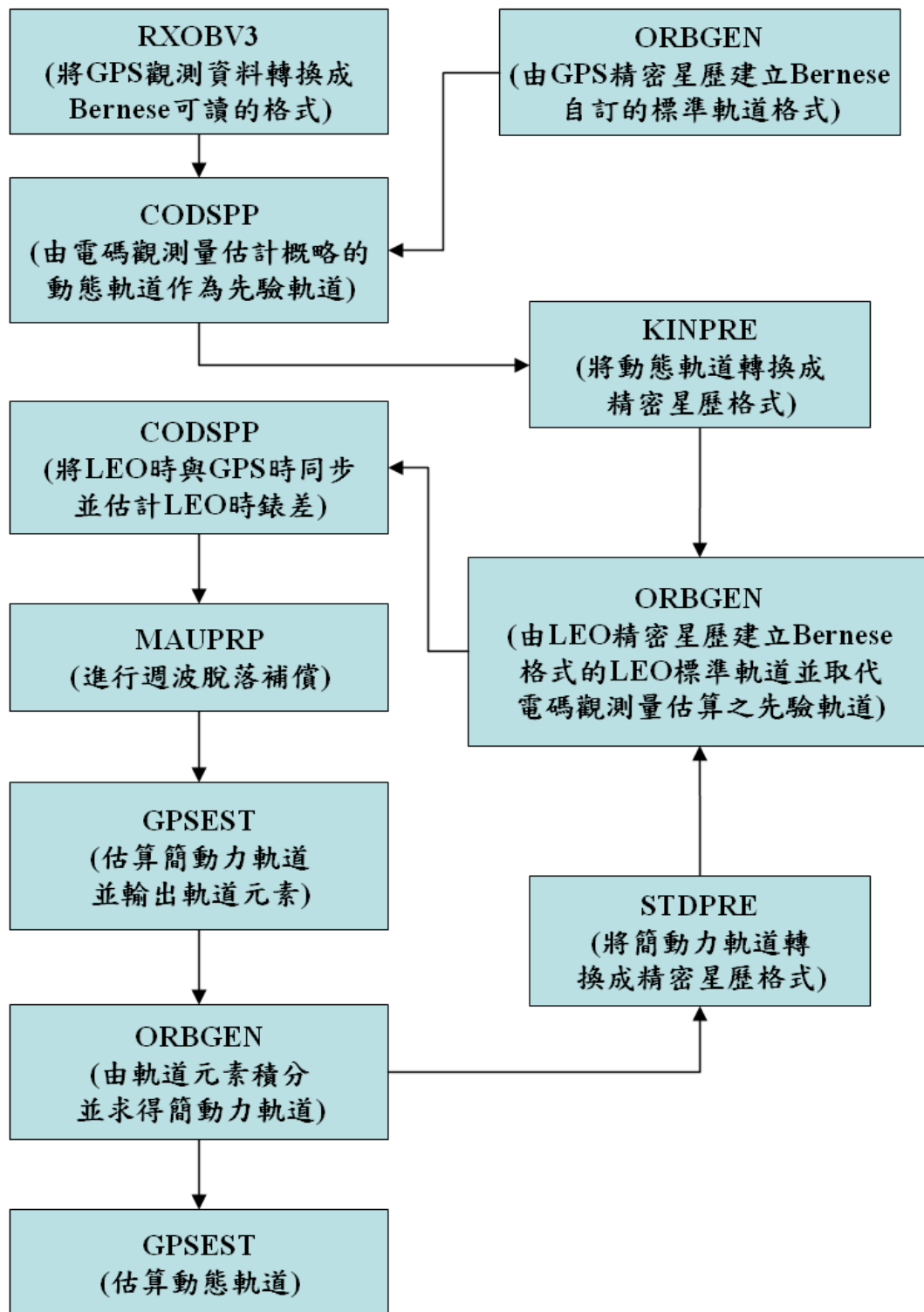


圖3-4 零次差之動態法定軌流程圖(劉展鵬，2005)



### 3-4 SLR 數據計算軌道流程

SLR 軌道計算的流程與 GPS 的電碼測距方法類似，都是以光速做為傳播速度，從 SLR 地面站向衛星發射雷射光，然後傳播到衛星本體上的反射稜鏡並反射回到 SLR 地面站，在接收到回傳的雷射之後，以光速和來回傳播的時間來計算路程長短，即為 SLR 地面站與衛星之間的距離。

以 GPS 電碼計算衛星坐標的原理做為參考，訂定 SLR 衛星軌道計算的流程圖，如圖 3-5 所示。本次研究將以重力衛星 GRACE 做為研究對象，因為 GRACE 衛星皆需仰賴高精度的軌道資料方能提供準確的資料，以 SLR 技術來定軌是最為適合的方法，以下流程以 GRACE 衛星為例。

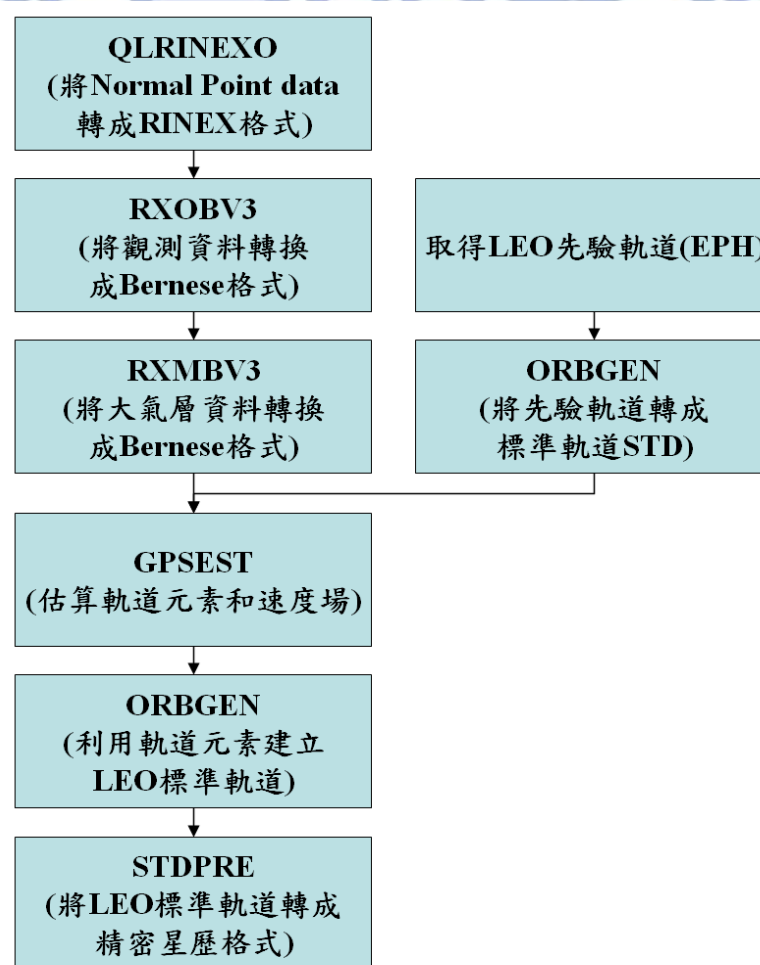


圖3-5 SLR 觀測數據計算低軌衛星軌道之流程圖

## 步驟 1：normal points data 轉換成 RINEX 格式(QLRINEXO)

USER→USER Program02：QLRINEXO

從 Bernese 內部呼叫 QLRINEXO 的程式並儲存在 USER 欄目下(此動作只需要做一次)，以後就可以在 USER 欄目下直接使用。資料格式轉檔需分為兩個部分來執行，第一部分是將從 ILRS 下載 GRACE 的 normal points data 轉換成 RINEX 的格式，其設定如圖 3-6、附錄之附圖 1 所示。

輸入檔案：

GRACE 的 normal points data(副檔名：yymm，yy 為年份，mm 為月份)、全球 SLR 測站資訊檔 STA、SLR 測站站名縮寫檔 ABB。

輸出檔案：

RINEX 格式 SLR 對 GRACE 的觀測資料(副檔名：yyO，yy 為年份)、RINEX 格式 GRACE 的大氣層資料(副檔名：yyM，yy 為年份)。

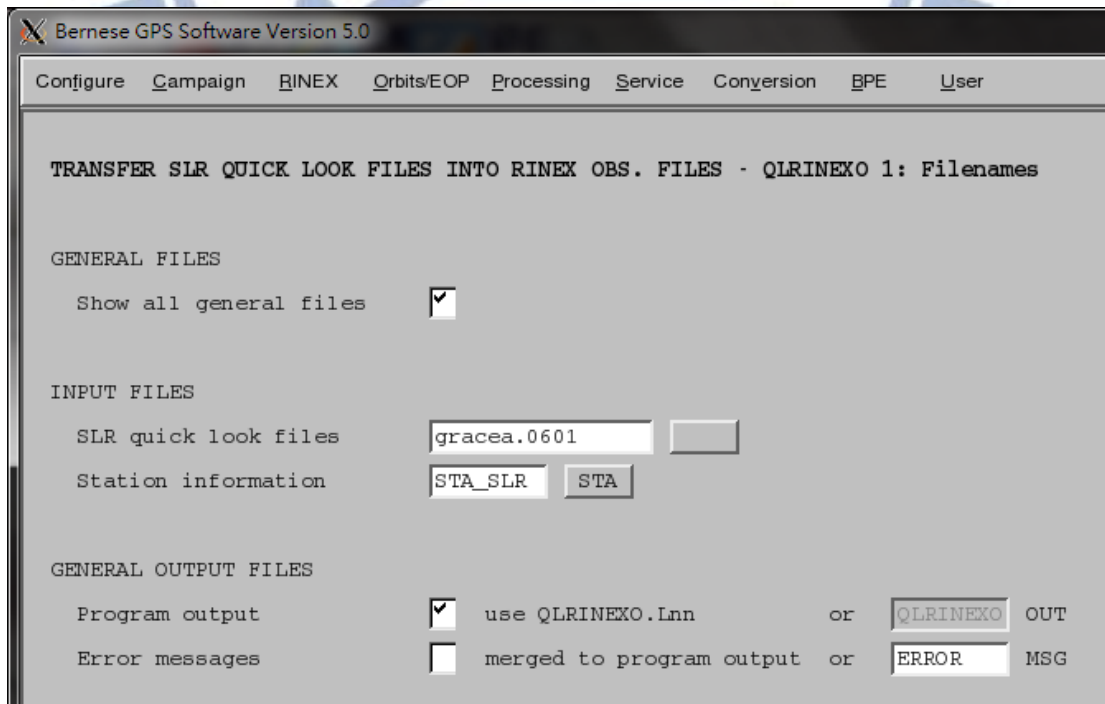


圖3-6 需輸入的 GRACE normal point 檔和 SLR 站資訊檔

觀測資料 O 檔和大氣層資料 M 檔是以 SLR 測站來分類存檔的，所以每一個 SLR 測站分別會轉出一個 O 檔和 M 檔。附錄之附圖 2 所示為 2006 年 1 月 10 日，全球 SLR 測站追蹤 GRACE 的觀測資料，共有 5 個站在這一天追蹤到 GRACE。檔名前 4 碼為 SLR 測站站名，後 4 碼為時間(day of year)。雖然 ILRS 網站上有提供各站的坐標資訊，但解析度不統一，例如中國長春站只提供公尺級的坐標、阿根廷 San Juan 則提供公厘級的坐標，也許是礙於每個國家對坐標機密的公開程度所致。若想取得精確的坐標資訊，ITRF 的網站上有提供全球地面追蹤站的坐標(網址: <http://itrf.ensg.ign.fr/>)，該網站提供的測站坐標皆為公分級以上的精度，本研究所使用之地面站坐標是以 ITRF05 做為坐標系統的參考框架。

## 步驟 2：RINEX 格式觀測檔轉成 Bernese 格式(RXOBV3)

RINEX → Import RINEX to Bernese format → Observation files

完成了 SLR normal point data 轉換成 RINEX 格式後，接下來就是將 RINEX 格式的觀測檔和 Meteo 檔，轉成 Bernese 格式的步驟。欲轉換為 Bernese 格式的檔案有兩個，分別是 RINEX 格式的觀測 O 檔和 M 檔(Meteo file)。由於 SLR 所觀測的數據為距離，所以在“Measurement type to save”需換成“Range”，其他需要輸入的檔案如圖 3-7 所示。

輸入檔案：

RINEX 格式 SLR 測站對 GRACE 的觀測資料(副檔名：yyO，yy 為年份)、全球的 SLR 測站資訊檔 STA、全球的 SLR 測站站名縮寫檔 CRD、SLR 測站站名縮寫檔 ABB。

輸出檔案：

Bernese 格式的 SLR 測站對 GRACE 衛星的觀測資料，分別儲存成 2 份檔案，電碼觀測資料檔頭 CZH、電碼觀測資料量 CZO。

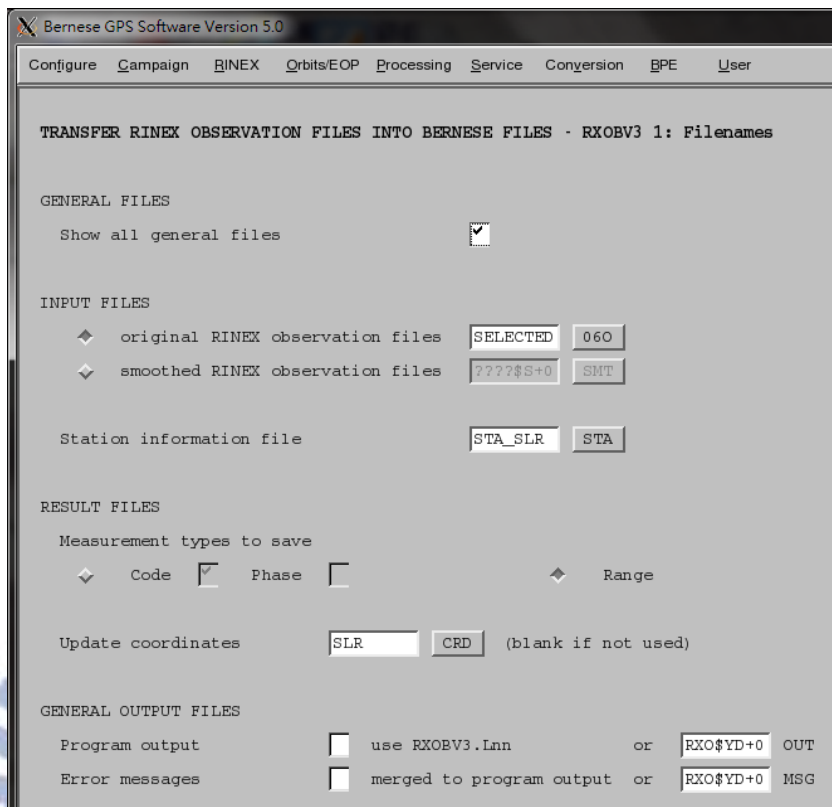


圖3-7 需輸入的 GRACE 觀測檔、SLR 站資訊檔和 SLR 站坐標檔

O 檔轉成 Bernese 格式時，因為是雷射測距，所以將“Satellite System Selection”這欄需換成“All”；另外 SLR 觀測時間間隔非常小，可能幾分鐘就追蹤結束，所以“Sampling interval”需設為 0 秒以讀取全部數據，如附錄之附圖 3 所示。

### 步驟 3：RINEX 格式 Meteo 檔轉成 Bernese 格式(RXMBV3)

RINEX → Import RINEX to Bernese format → Meteo files

輸入 M 檔和 SLR 測站資訊檔就可以進行轉換，轉出之 MET 大氣層資訊檔將用做計算軌道元素時，處理大氣層影響的必要數據，設定如圖 3-8 所示，M 檔的內容可以參見附錄之附圖 5。

輸入檔案：

RINEX 格式 GRACE 的大氣層資料(副檔名：yyM，yy 為年份)、SLR 測站資訊檔 STA。

輸出檔案：

Bernese 格式的大氣層資訊檔 MET，主要包含對流層折射修正的數據。

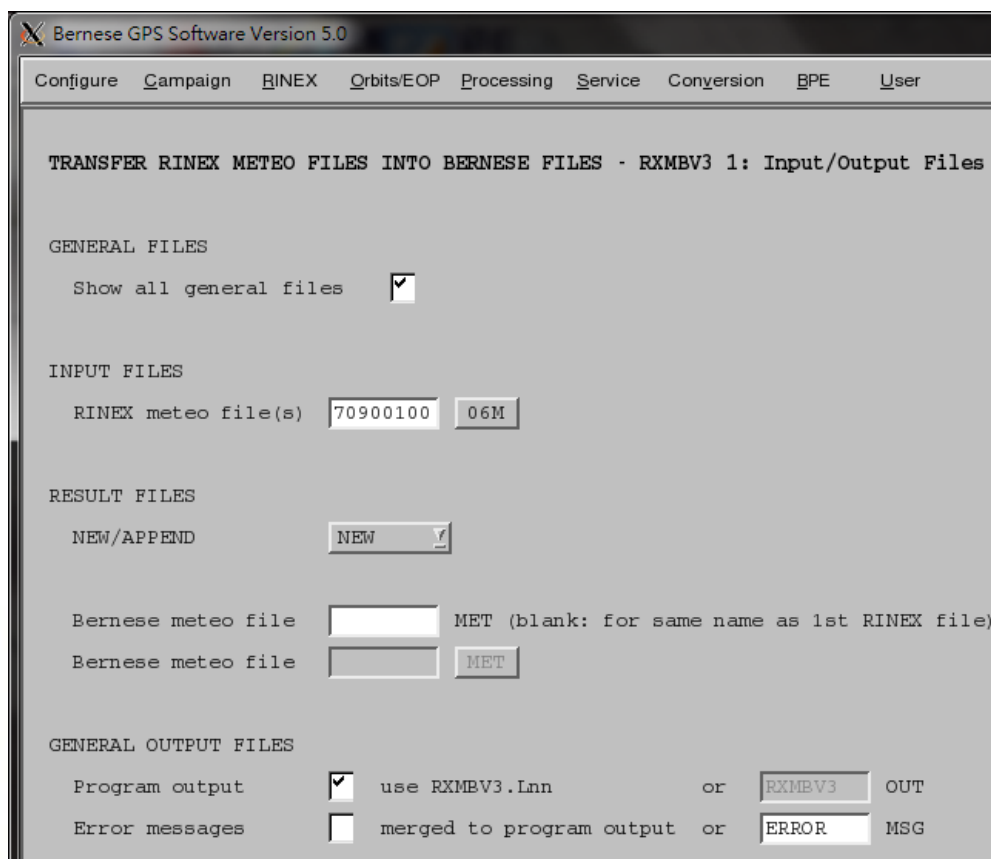


圖3-8 RXMBV3 轉檔之設定畫面

#### 步驟 4：取得 LEO 之先驗軌道(EPH)

以 GPS 對 GRACE 進行觀測，利用 GRACE 接收儀所收到的 GPS 觀測資料，經一系列的流程就可以得出一個 GRACE 衛星之先驗軌道，詳細流程可以參考第 3-3-1 節和第 3-3-2 節的操作流程，這一節就不詳細討論。

這一步驟是所有流程中變數最大的部分，使用者可以自行決定以何種精度的軌道做為先驗軌道，本次研究為了方便且快速的得到先驗軌道，決定利用 GPS 對 GRACE 的觀測資料，並且通過 Bernese 讀取電碼的觀測資料，單純以電碼數據計算 GRACE 之概略坐標做為先驗軌道，其精度約為公尺等級。

## 步驟 5：將初始軌道(EPH)轉換成 STD 標準軌道 (ORBGEN)

Orbits/EOP → Create standard orbits

先驗軌道必須是精密星曆格式(EPH)之檔案，因此在執行此步驟之前要先確認軌道之格式。接著以此做為輸入檔案，進而建立 GRACE 衛星之先驗標準軌道做為精密定軌的參考軌道，如圖 3-9 所示。

輸入檔案：

GRACE 精密星曆格式之先驗軌道 EPH、地球自轉參數檔 ERP。

輸出檔案：

GRACE 先驗標準軌道 STD、輻射壓參數 RPR。

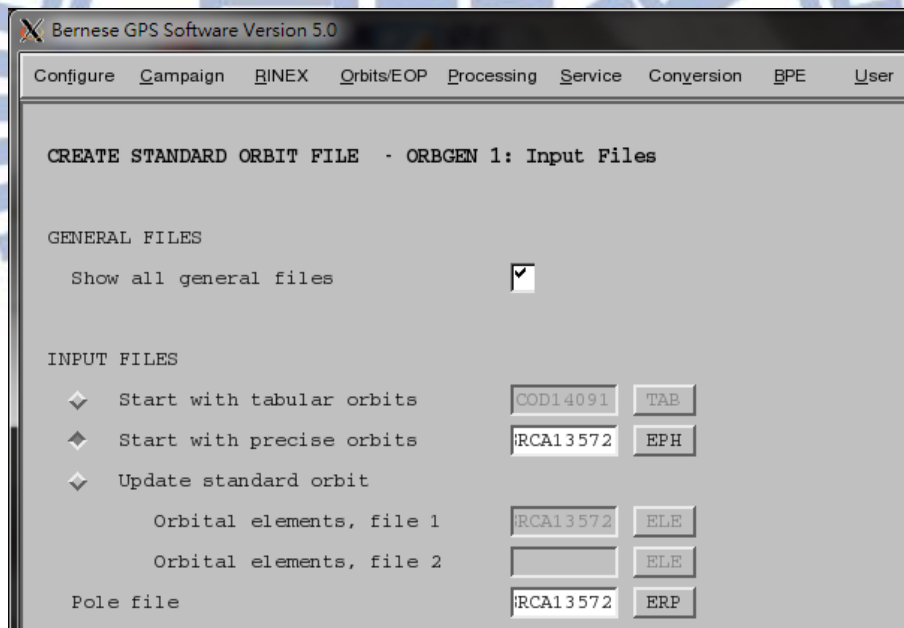


圖3-9 需輸入的初始坐標(EPH)和地球自轉參數檔(ERP)

在“Coeff. of Earth potential”的欄位需選用 EIGEN2 做運算之用，如附錄之附圖 6 所示；為了配合 EIGEN2 所含有的參數值，“ORBIT MODEL IDENTIFIER”則要配合使用“F”方案，如附錄之附圖 7 所示。

## 步驟 6：計算軌道元素(GPSEST)

Processing → Parameter estimation

此步驟為所有流程中最關鍵之一步，這過程中的設定若出現錯誤都很可能導致軌道元素無法計算而產製不出來。Bernese 在處理 SLR 數據只能使用零次差的方式計算，因此需將“Differencing Level”設定為“ZERO”，如圖 3-10 所示。

輸入檔案：

電碼觀測資料檔頭 CZH、全球 SLR 測站坐標檔 CRD、GPS 衛星的標準軌道 STD、GPS 時錶差 CLK、地球自轉參數 ERP、海潮負載修正 BLQ、全球 SLR 測站資訊檔 STA、大氣層資訊檔 MET、GRACE 先驗標準軌道 STD、輻射壓參數 RPR。

輸出檔案：

GRACE 軌道元素檔 ELE。

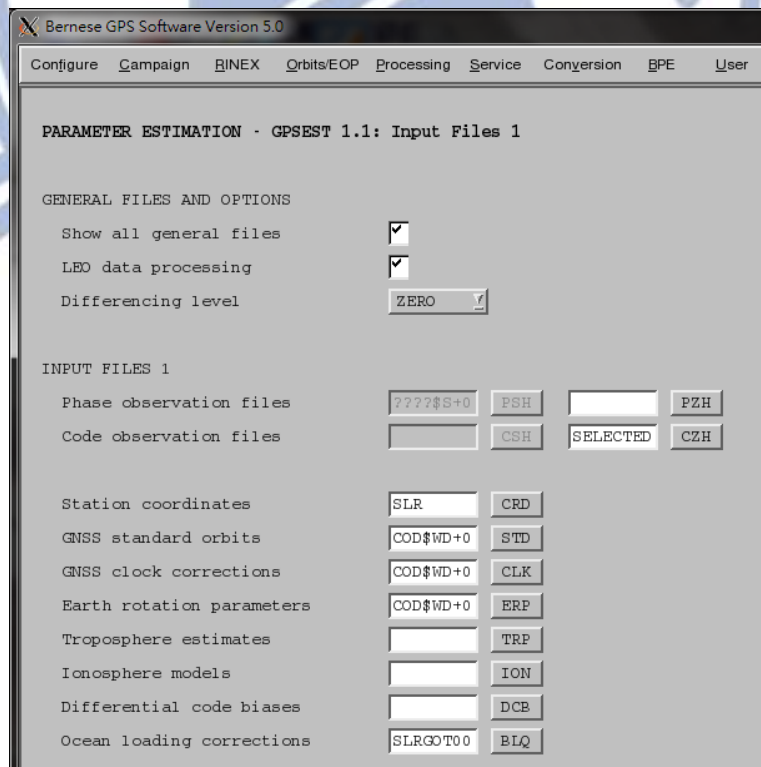


圖3-10 需要輸入的各種檔案 1

需要注意的是圖 3-10 需要輸入 GPS 衛星的標準軌道和 GPS 時錶差修正檔，而 GPS 標準軌道則需要到 <ftp://ftp.unibe.ch/aiub/CODE> 去下載精密星曆，再依據步驟 5 的流程轉成標準軌道。幾乎大部分的設定都與步驟 5 相同，唯獨“Coeff. of Earth potential”需選 JGM3，因該檔案的選用涉及到衛星軌道的高度，GPS 衛星離地高約 20200 公里，屬於高軌衛星，故重力位常數的選用只需 JGM3 就足夠；反之 GRACE 軌道高度只有 485 公里，屬於低軌衛星，故重力位常數的選用必須謹慎；另外“ORBIT MODEL IDENTIFIER”則需配合選用的重力位常數檔，故需使用“B”方案。GPS 時錶差則是至 <ftp://ftp.unibe.ch/aiub/BSWUSER50/ORB> 下載即可。其餘的設定則如圖 3-11 所示。

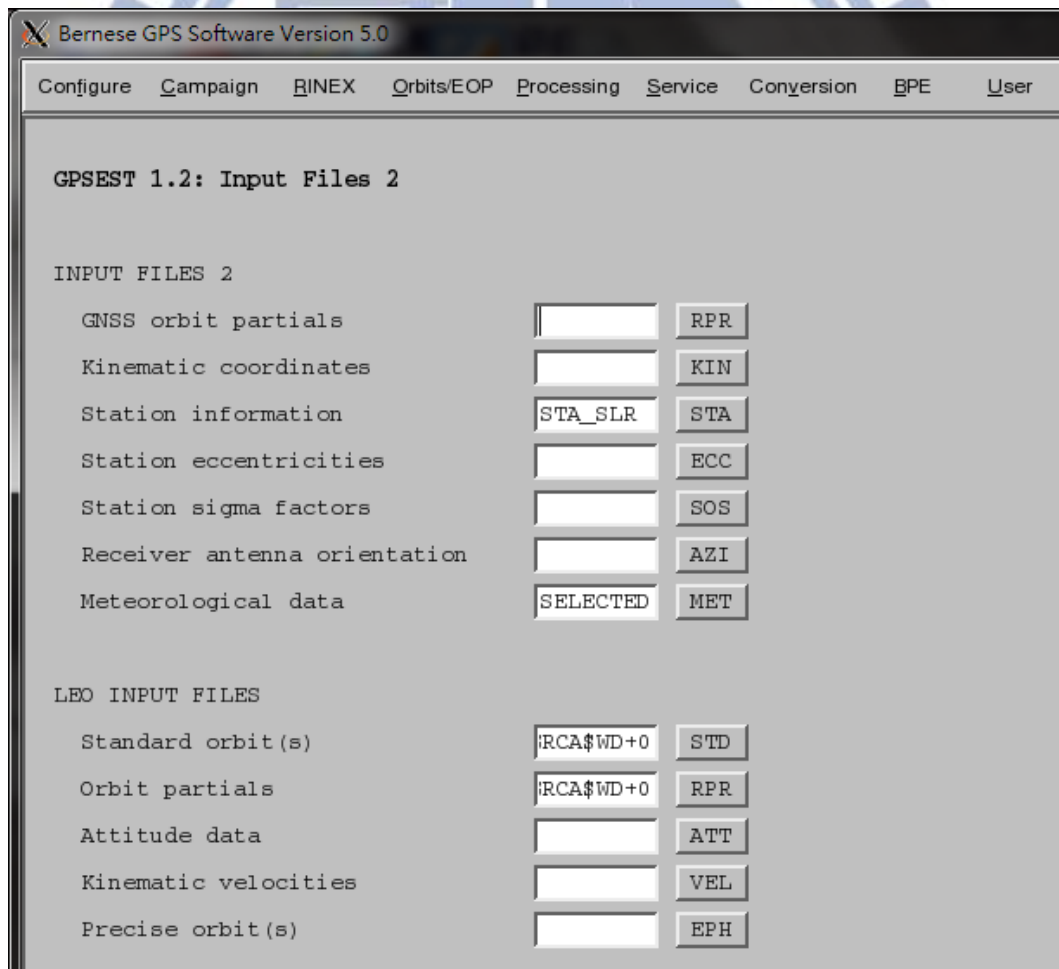


圖3-11 需要輸入的各種檔案 2



由於本研究是 SLR 定軌，故“Satellite system”必須選擇“ALL”，“Frequency”方面則只能選用“L1”，“Sampling interval”則設為 0 秒，最後“Elevation-dependent weighting”也要設為“NONE”，如圖 3-12 所示。

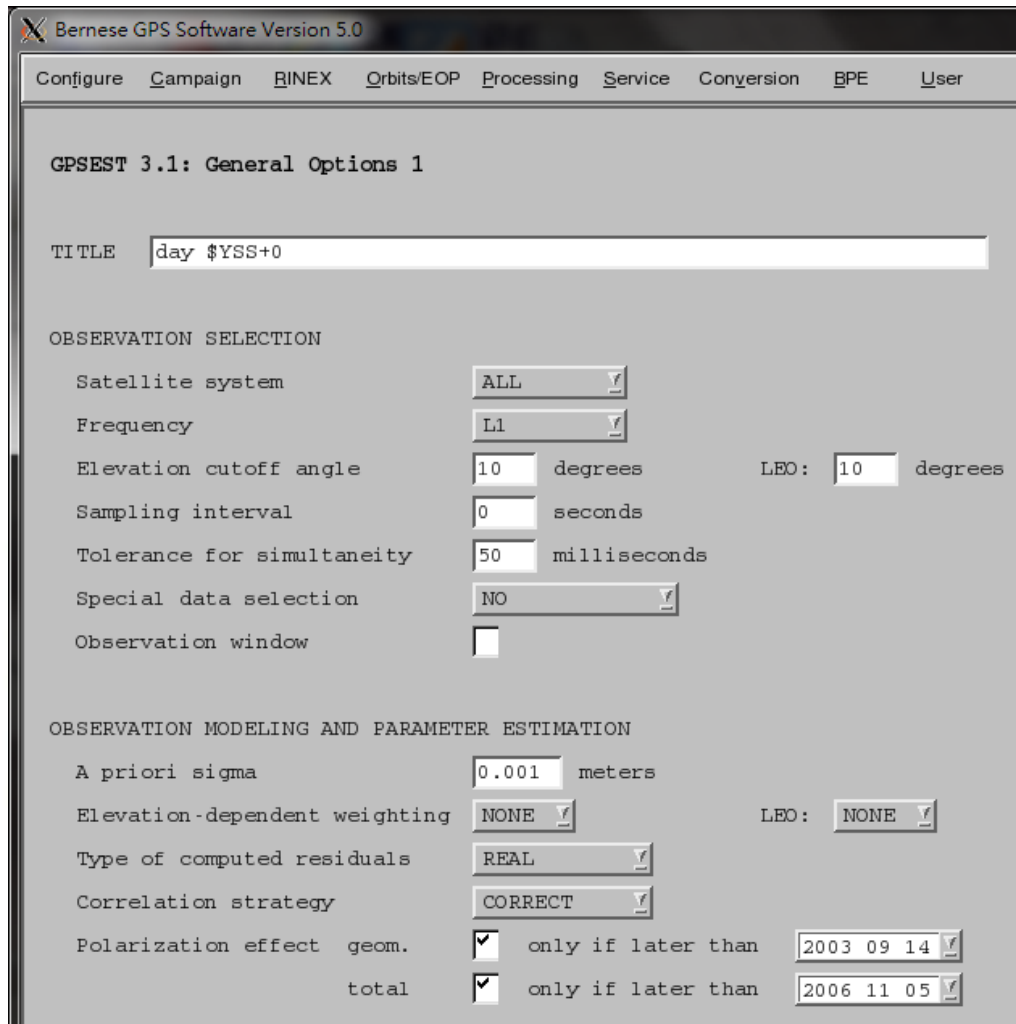


圖3-12 GPSEST 中重要之設定 1

另外，在“ZPD model and mapping function”的欄目選用“MARINI-MUR”模型做為先驗的對流層模型。Bernese 還提供了 Maximum tolerated o-c term 的方法來幫助過濾軌道計算中的部分粗差，可自由選擇設定與否，如圖 3-13 所示。SLR 定軌並不存在時錶誤差的問題，故 Bernese 也不會在 SLR 定軌中處理時錶誤差的問題，必須取消“Receiver clock offsets”的勾選，如附錄之附圖 8 所示。

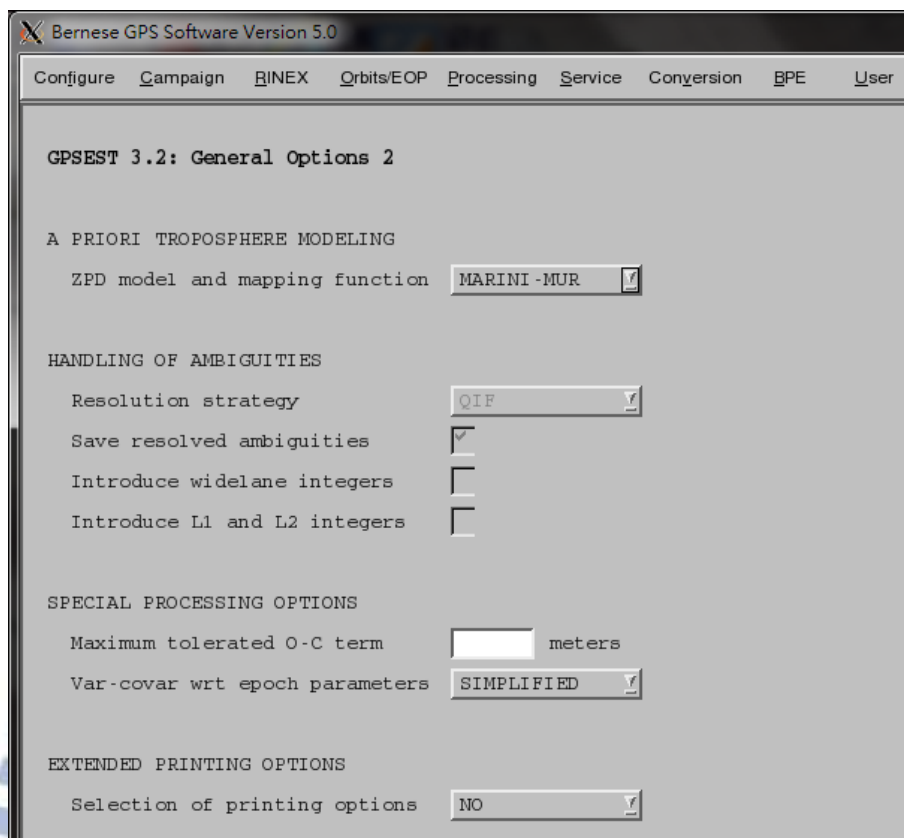


圖3-13 GPSEST 中重要之設定 2

最後一步，就是要設定計算 GRACE 軌道的各種門檻，如附錄之附圖 9 所示，以一天 160 筆參數的設定來計算軌道以確保軌道不會發散，並將徑向方向上的先驗誤差設為 0.000002，其他兩個方向則設為 0.000001。

### 步驟 7：利用軌道元素來建立 LEO 標準軌道(ORBGEN)

Orbits/EOP → Create standard orbits

輸入檔案：

GRACE 軌道元素檔 ELE、地球自轉參數 ERP。

輸出檔案：

GRACE 最終標準軌道 STD、輻射壓參數 RPR。

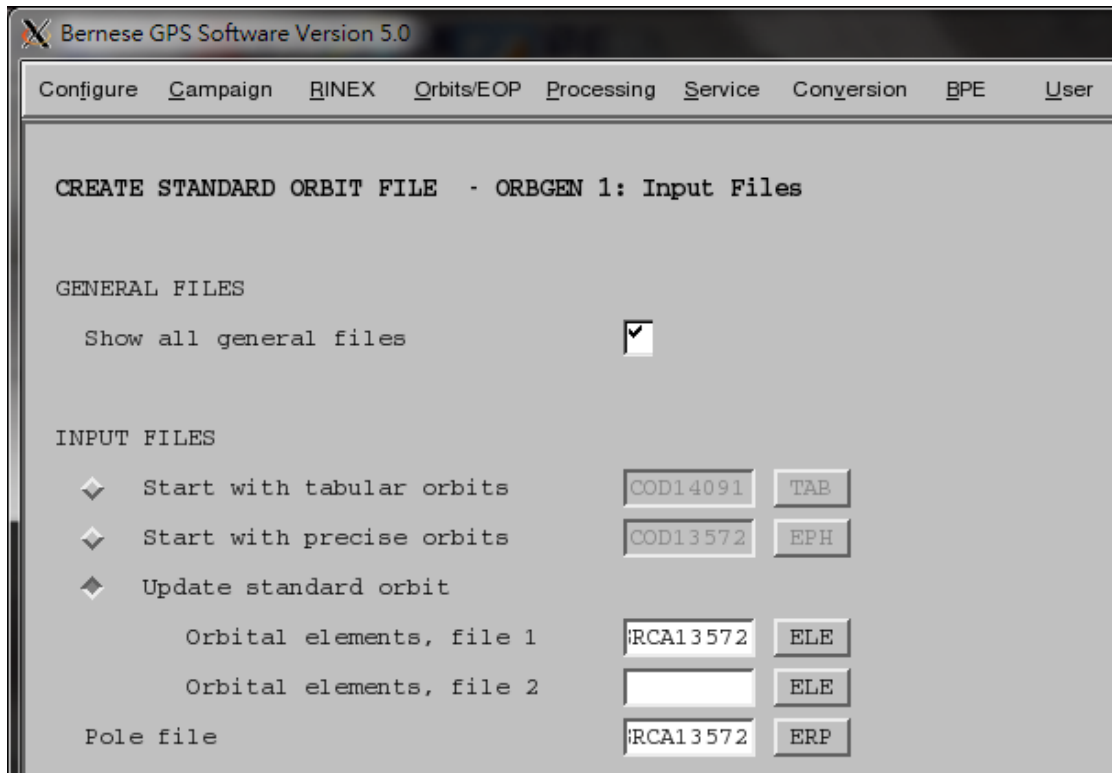


圖3-14 需要輸入的軌道元素檔和地球自轉參數檔

這步驟利用步驟 6 所輸出之軌道元素來重新進行軌道積分，以求取更準確的標準軌道。本步驟除輸入檔案不同之外，其餘設定與步驟 5 一樣，“Coeff. of Earth potential”選 EIGEN2；“ORBIT MODEL IDENTIFIER”則用“F”方案，如圖 3-14 所示。

### 步驟 8：將 LEO 標準軌道轉成精密星曆格式(STDPRE)

Orbits/EOP → Convert standard to precise orbits

輸入檔案：

GRACE 最終標準軌道 STD、地球自轉參數檔 ERP。

輸出檔案：

GRACE 最終軌道 EPH。

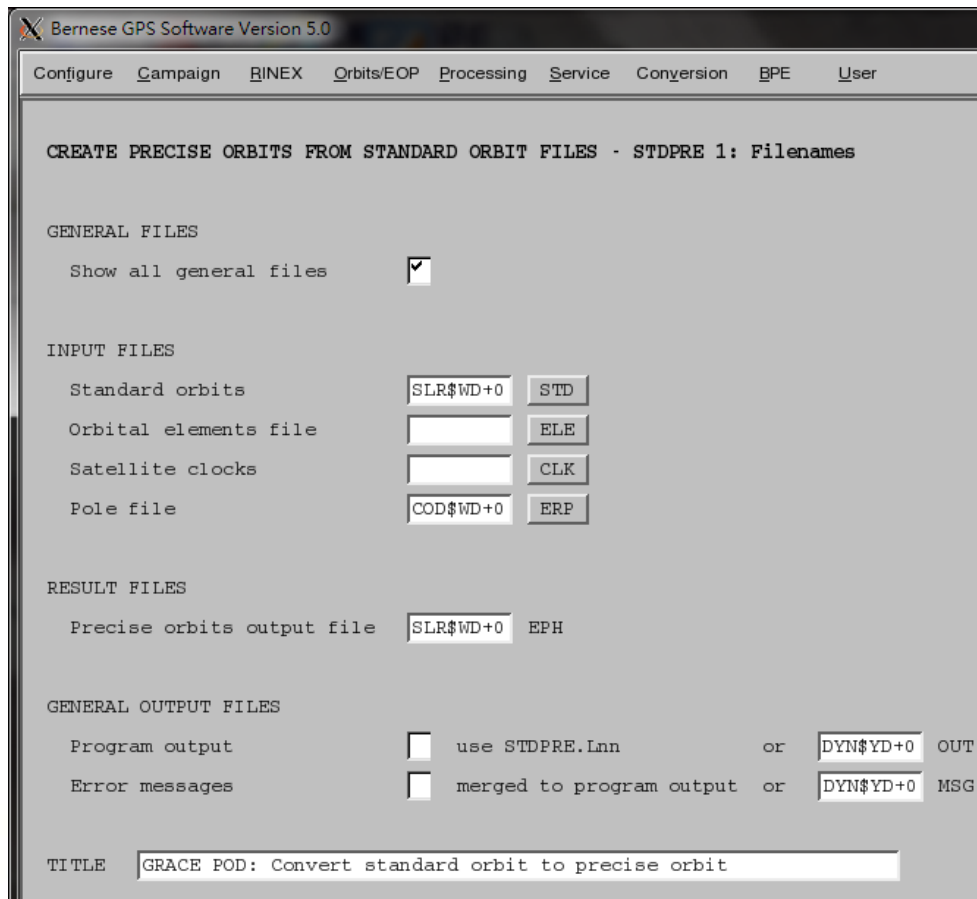


圖3-15 需要輸入的最終標準軌道和地球自轉參數

步驟8為最後一步驟，主要是要將步驟7產製出來之最終標準軌道轉換成精密星曆的格式，即是本研究之最終結果。如圖3-15所示為需要輸入之檔案和輸出結果的設定。最後使用者可以在“TABULAR INTERVAL”中設定產製結果之時間間隔，本次研究以10秒一筆數據的設定產製結果，如附錄之附圖10所示。

## 第四章 結果與分析

### 4-1 JPL 軌道之介紹

噴射推進實驗室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)，位於加利福尼亞州的帕薩迪那，是美國國家航空暨總署的一個下屬機構，負責為美國國家航空暨總署開發和管理無人探測任務，行政上由加州理工學院管理，始建於 1936 年。

GRACE 重力衛星從發射當天至今，所執行的任務都是 JPL 來負責監測和管理的，故其 FTP 網站([URL:ftp://podaac.jpl.nasa.gov/allData/grace/L1B/JPL/RL02/](ftp://podaac.jpl.nasa.gov/allData/grace/L1B/JPL/RL02/))會提供 GRACE 的相關產品，包括 GPS 對 GRACE 的觀測資料、GRACE 觀測所得之重力數據、JPL 提供的 GRACE 軌道等等，而本研究所計算之軌道就是與 JPL 提供的 GRACE 軌道(GNV 軌道)進行比較。

然而，從 FTP 站所提供免費下載之相關產品都是以二進制的格式儲存的檔案，無法直接使用，故 JPL 提供了一個二進制轉換的程式，使用者可以通過這個程式輸出適用格式的資料。本研究需要使用的資料為 GPS 對 GRACE 的觀測資料和 GNV 軌道(轉換程式下載地址：<ftp://podaac.jpl.nasa.gov/allData/grace/sw/>)，據官方公告該軌道於地心坐標(x, y, z)三個軸向上之精度大約為 2.5 公分左右，該軌道資料除了提供 GRACE 之坐標和速度場，也提供了每一點坐標和速度場之精度，其內容如圖 4-1 所示。

```
INPUT FILE NAME           : GNI1A<-GNI1A_2005-01-09_A_01.dat
INPUT FILE TIME TAG (UTC) : GNI1A<-2005-01-26 14:29:48 by 10tol1
INPUT FILE NAME           : GNI1A<-GNI1A_2005-01-10_A_01.dat
INPUT FILE TIME TAG (UTC) : GNI1A<-2005-01-26 14:43:01 by 10tol1
INPUT FILE NAME           : GNI1A<-GNI1A_2005-01-11_A_01.dat
INPUT FILE TIME TAG (UTC) : GNI1A<-2005-01-26 14:56:20 by 10tol1
END OF HEADER
158587140 A E -1995885.863584997 5703121.717161654 3234667.477800261
158587200 A E -1904497.25080094 5492238.895674605 3630409.543952765
158587260 A E -1806620.093686092 5256174.852954188 4009939.251023467
158587320 A E -1702907.653808629 4995931.926099289 4371569.100271561
158587380 A E -1594029.554637343 4712624.773065899 4713693.082876238
158587440 A E -1480667.655200401 4407475.255285352 5034793.687306598
```

圖4-1 JPL 所提供 GRACE 之 GNV 軌道的內容

## 4-2 SLR 數據定軌結果

本次研究結果將以 GRACE A 為例，吾人將利用 JPL 所提供之 GRACE 衛星的 GNV 軌道，與本研究利用衛星雷射的測距資料所計算之軌道進行比較，以求取兩種軌道之間的差異量，而從差異量的大小中，可以很直接地表現出本研究結果的好壞。

### 4-2-1 一天軌道弧長之軌道結果

如圖 4-2 所示，是利用 GPS 電碼數據所計算之 GRACE 軌道做為先驗，並以 SLR 數據輸入 Bernese 軟體，再利用積分器計算出不同時間 GRACE A 衛星的軌道，最後和 JPL 的 GNV 軌道進行比較。圖中以 1 分鐘輸出一筆坐標的差異量，總共為 1 天的軌道資料，所以共有 1440 筆坐標差異量之比較，軌道之時間為 2005 年 1 月 10 日。圖中依序分別為徑向、沿軌道向和橫向之軌道差異量。

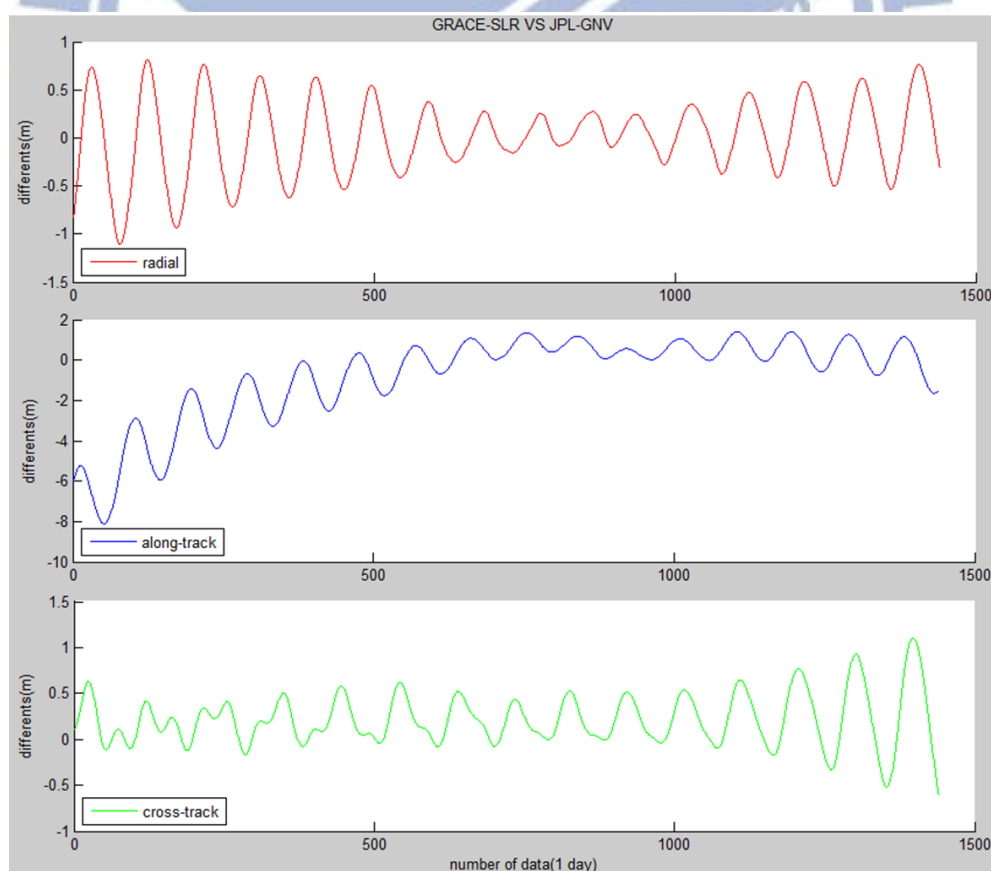


圖4-2 GRACE A 與 GNV 軌道於徑向、沿軌道向、橫向之差異(date: 2005/1/10)

以表格的方式來呈現，可以更直接地展示軌道的結果，就如表 4-1 所示為 GRACE A 軌道精度分析的相關統計資料，其中將以徑向、沿軌道向和橫向共三個軸向來區分之，並統計每一個軸向上軌道差異量的最小值、最大值、平均值、標準差(standard deviation)和均方根差(root mean square)。其中以最小值、最大值和平均值來研判軌道差異量之間偏離零的程度，藉此可以判斷衛星雷射測距觀測之穩定性，理論上平均值越趨近於零，則表示積分出來之軌道相對比較穩定，出現粗差或錯誤的結果之機率較低；而標準差和均方根差則可以研判軌道精度之優劣。

表4-1 SLR 與 GNV 軌道差異之統計(date: 2005/1/10)

	徑向	沿軌道向	橫向
最小值(m)	-1.108	-8.109	-0.611
最大值(m)	0.809	1.405	1.097
平均值(m)	0.018	-0.484	0.218
標準差(m)	±0.393	±2.159	±0.279
均放根差(m)	±0.393	±2.213	±0.354

2005 年 1 月 10 日 GRACE A 與 JPL 的 GNV 軌道之比較，在徑向上、沿軌道向、橫向上軌道差異量之最大值分別為 0.809 m、1.405 m、1.097 m；而在三個軸向上軌道差異量之最小值分別為-1.108 m、-8.109 m、-0.611 m；其軌道差異量之平均值分別為 0.018 m、-0.484 m、0.218 m。就表面數據來看，GRACE 衛星在沿軌道向上的軌道差異量比起徑向和橫向要來得大，這是因為衛星運動的速度場主軸就發生在沿軌道向上，故吾人研判該差異量為三個軸向中之最大值是合理的現象。

就軌道精度結果而言，2005 年 1 月 10 日 GRACE A 的軌道在徑向上的誤差如表 4-1 所示大約為 39 公分左右(標準差：±0.393 m、均方根差：±0.393 m)，理

論上衛星雷射測距系統在徑向上的精度是最高的(約公厘級之精度)，本研究結果所示之 39 公分軌道精度對於該標準而言依然未能達標。而在沿軌道向上差異量的標準差則是 $\pm 2.159$  m、均方根差是 $\pm 2.213$  m；最後在橫向上的標準差則是 $\pm 0.279$  m、均方根差是 $\pm 0.354$  m。沿軌道向之標準差和均方根差都是三軸中的最大值，而 SLR 的測距精度在沿軌道向上也是最差的，這一結果亦有表現出 SLR 定軌的特性。

接著，再以同樣的操作步驟，但是將軌道計算之時間改為 2005 年 1 月 11 日，重新計算 GRACE A 衛星於該日的軌道，與 JPL 軌道比較所得之結果如圖 4-3 所示。

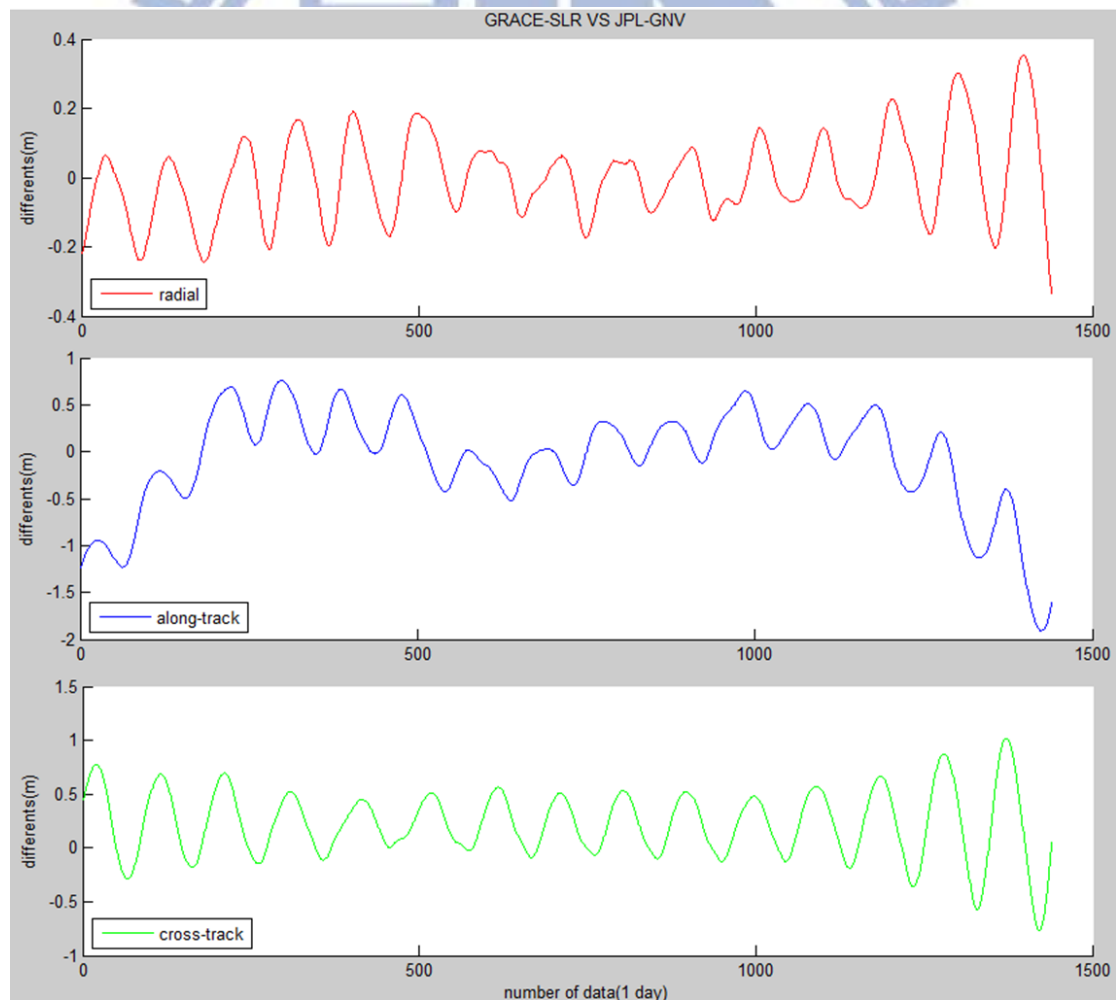


圖4-3 GRACE A 與 GNV 軌道於徑向、沿軌道向、橫向之差異(date: 2005/1/11)



表4-2 SLR 與 GNV 軌道差異之統計(date: 2005/1/11)

	徑向	沿軌道向	橫向
最小值(m)	-0.340	-1.906	-0.762
最大值(m)	0.352	0.763	1.017
平均值(m)	0.002	-0.079	0.223
標準差(m)	±0.122	±0.547	±0.316
均放根差(m)	±0.122	±0.552	±0.386

相較於 2005 年 1 月 10 日，GRACE A 在 2005 年 1 月 11 日的軌道則相對比較優越，如表 4-2 所示在徑向上、沿軌道向、橫向上差異量之最大值分別為 0.352 m、0.763 m、1.017 m；而在三個軸向上差異量之最小值分別為-0.340 m、-1.906 m、-0.762 m；其差異量之平均值分別為 0.002 m、-0.079 m、0.223 m。1 月 11 日之軌道無論是差異量最大值、最小值或者是平均值，大部分皆優於 1 月 10 日之軌道，其中以徑向上之平均值 2 公厘為當日的最佳值，同時這亦表示了該日的軌道品質相當穩定。

若就軌道精度來探討的話，GRACE A 在 2005 年 1 月 11 日的軌道精度依然是優於 2005 年 1 月 10 日的，如表 4-2 所示在徑向上、沿軌道向、橫向上之標準差分別為±0.122 m、±0.547 m、±0.316 m；而在徑向上、沿軌道向、橫向上之均方根差分別為±0.122 m、±0.552 m、±0.386 m，原因在於 1 月 11 日有比較多的地面雷射站觀測到 GRACE A，故 normal points 觀測數據比較多(約 200 筆)，而 1 月 10 日的觀測數據大約有 160 筆，較多的觀測量就表示軌道計算上也變得更加有利。雖然距離衛星雷射測距實際所能達到之精度尚遠，但徑向 12.2 公分之精度明顯已經優於前一日的軌道精度。

接下來則是計算 2005 年 1 月 12 日 GRACE A 的軌道，結果如圖 4-4；表 4-3 所示則是 SLR 與 GNV 軌道差異量之統計數據，1 月 12 日的 normal point 觀測數

據相較於 1 月 10 日來得少(約 120 筆)，故軌道精度也顯得比較不理想。

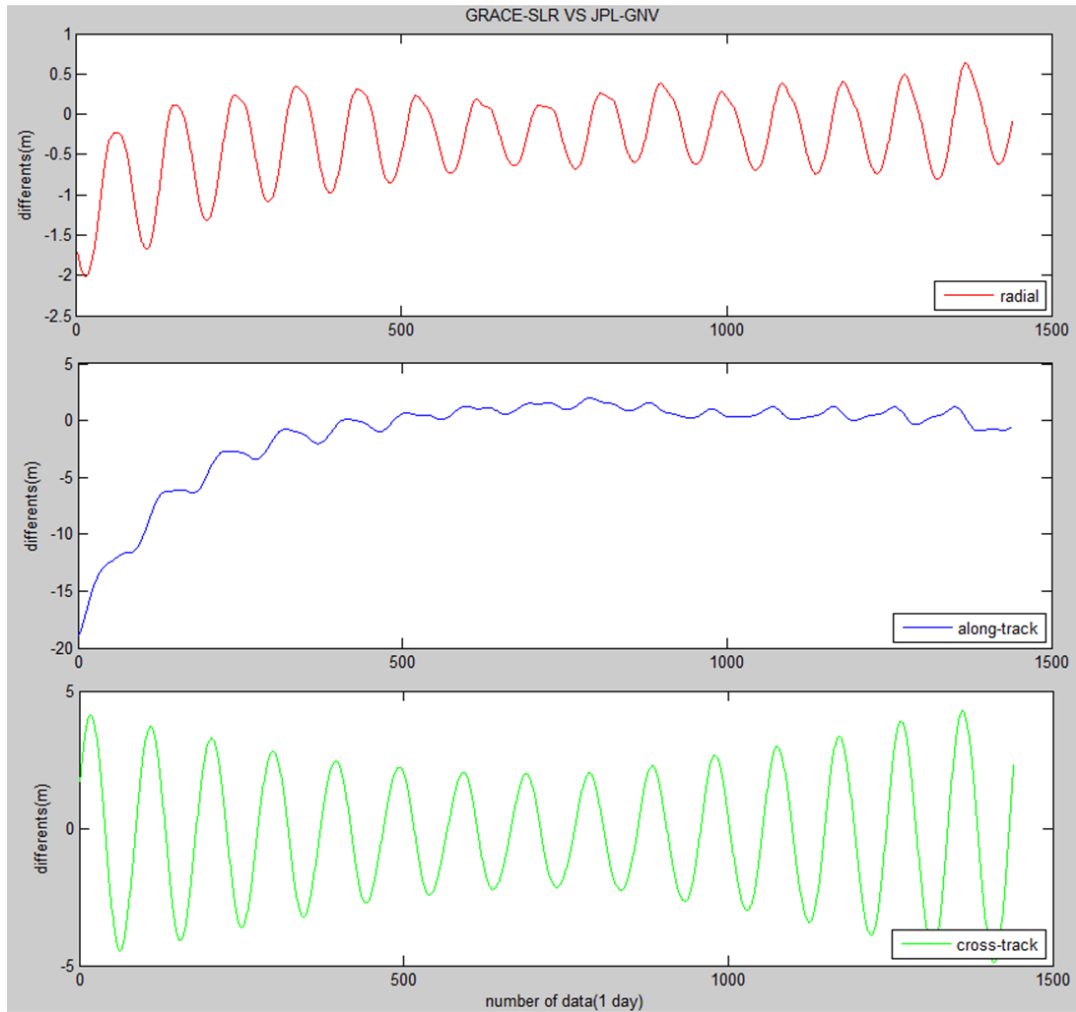


圖4-4 GRACE A 與 GNV 軌道於徑向、沿軌道向、橫向之差異(date: 2005/1/12)

表4-3 SLR 與 GNV 軌道差異之統計(date: 2005/1/12)

	徑向	沿軌道向	橫向
最小值(m)	-2.018	-18.921	-4.885
最大值(m)	0.638	1.975	4.277
平均值(m)	-0.302	-1.260	-0.197
標準差(m)	±0.511	±3.938	±2.272
均放根差(m)	±0.593	±4.133	±2.279

#### 4-2-2 兩天軌道弧長之軌道結果

於第 4-2-1 節所述兩天之 GRACE A 軌道結果，皆是各自獨立計算所得；現吾人嘗試加長軌道計算的時間，將兩天之觀測資料一同計算，以觀察軌道精度的變化，拉長軌道計算時間相信可以確實地提升軌道精度。理論上加長軌道計算的時間，可以使衛星繞行地球的幾何形狀變得更豐富全面，幾何關係的精進可以幫助提升軌道計算之精度。

為了能在同樣長度的時間下進行比較，將兩天一同計算的軌道差異量切割成 2005 年 1 月 10 日和 2005 年 1 月 11 日，各自與第 4-2-1 節之軌道結果比較其差異，2005 年 1 月 10 日的 GRACE A 軌道與 JPL 軌道之差異量如圖 4-5 所示。

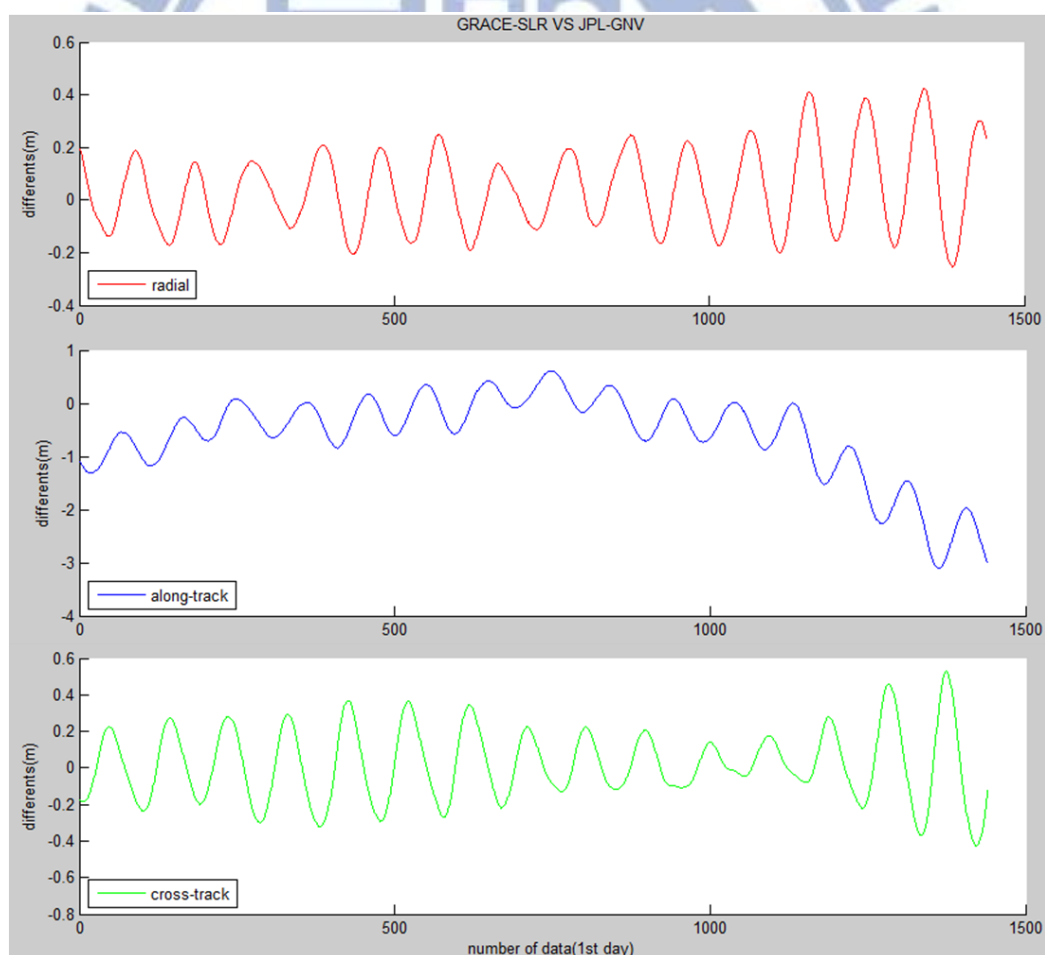


圖4-5 兩日軌道弧長 GRACE A 與 GNV 軌道於徑向、沿軌道向、橫向之差異(date:

2005/1/10)

表4-4 兩日軌道弧長 SLR 與 GNV 軌道差異之統計(date: 2005/1/10)

	徑向	沿軌道向	橫向
最小值(m)	-0.254	-3.105	-0.425
最大值(m)	0.425	0.611	0.529
平均值(m)	0.039	-0.607	0.018
標準差(m)	±0.154	±0.798	±0.194
均放根差(m)	±0.159	±1.002	±0.195

表 4-4 所示為 2005 年 1 月 10 日兩天一同計算 GRACE A 與 JPL 的 GNV 軌道之比較，可以發現當時間長度拉長之後，衛星軌道有得到確實的提升。首先在徑向上、沿軌道向、橫向上差異量之最大值已提升為 0.425 m、0.611 m、0.529 m；而在三個軸向上差異量之最小值亦改善為 -0.254 m、-3.105 m、-0.425 m；接著其差異量之平均值亦精進為 0.039 m、-0.607 m、0.018 m。相比較於 4-2-1 節所示的一次計算單日軌道之結果，拉長軌道弧長後之結果相對精進了不少，至少於最大差異量與最小差異量之間距上有縮小了不少，也就是說軌道的穩定性得到了提升。

接著將數據分析切換至軌道精度，2005 年 1 月 10 日 GRACE A 的軌道如表 4-4 所示，在徑向上的誤差由原本 39.3 公分(表 4-1)提升至 15 公分(STD:±0.154 m、RMS:±0.159 m)，而在沿軌道向上的標準差則提升至±0.798 m、均方根差則是±1.002 m；最後在橫向上的標準差改善至±0.194 m、均方根差±0.195 m。原本因為雷射地面追蹤站於 2005 年 1 月 10 日所產出之觀測數據較少，而導致當天計算的軌道精度不甚理想，但通過加入 2005 年 1 月 11 日的 SLR 觀測數據，一併計算兩天的軌道有效地幫助提升了 1 月 10 日的軌道精度，由此可以得知增加軌道弧長之後，軌道精度於徑向上有得到了將近 25 公分的提升。雖然該日之軌道因為拉長時間而得到改善，但徑向 15 公分之軌道精度依然未能達到標準，必須再

設法提高軌道精度。

接著將切割出的另一部分，即 2005 年 1 月 11 日的 GRACE A 軌道與 JPL 軌道進行差異量之比較，如圖 4-6 所示。理論上拉長軌道弧長之後，該日的軌道應該要得到相應的改善，以下將利用計算出來的統計資料，來對該軌道進行比較與分析。

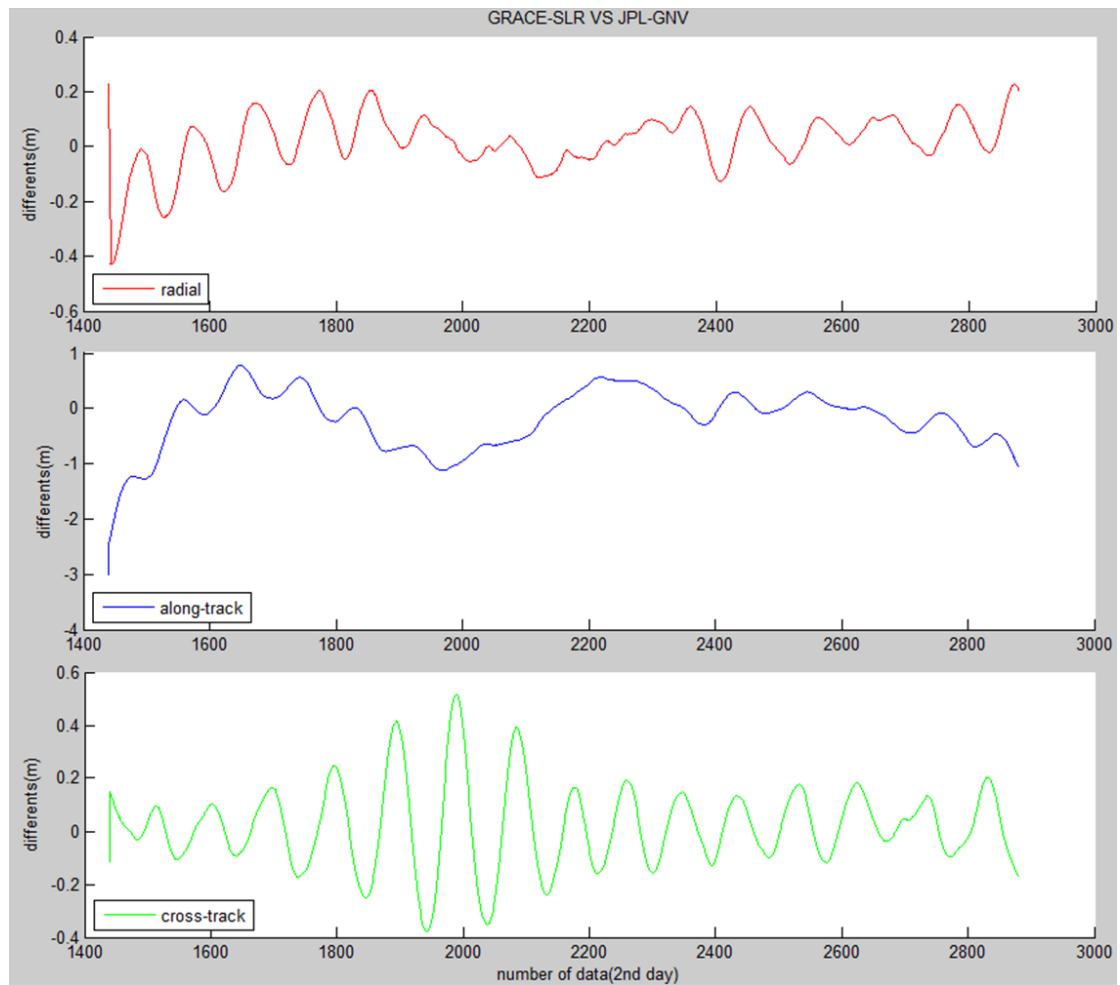


圖4-6 兩日軌道弧長 GRACE A 與 GNV 軌道於徑向、沿軌道向、橫向之差異(date: 2005/1/11)

由於圖 4-6 所示之軌道差異量是接續前一天(2005 年 5 月 10 日)之軌道，故圖中前段的線條表現才會比較奇特，並非 Bernese 在計算衛星軌道的時候出現了錯誤。

表4-5 兩日軌道弧長 SLR 與 GNV 軌道差異之統計(date: 2005/1/11)

	徑向	沿軌道向	橫向
最小值(m)	-0.428	-2.454	-0.378
最大值(m)	0.229	0.778	0.515
平均值(m)	0.009	-0.096	0.010
標準差(m)	±0.103	±0.529	±0.156
均放根差(m)	±0.105	±0.538	±0.157

2005年1月11日兩天一同利用SLR觀測數據所計算GRACE A的軌道與JPL的GNV軌道之比較如表4-5所示，在徑向上、沿軌道向、橫向上差異量之最大值分別為0.229 m、0.778 m、0.515 m，此結果和表4-2所示之數據統計差別並不顯著；接著在三個軸向上差異量之最小值分別為-0.428 m、-2.454 m、-0.378 m，此結果相較於表4-2也沒有明顯的提升；最後差異量之平均值分別為0.009 m、-0.096 m、0.010 m，這一部分也沒有多大的改善，除了橫向上的平均值有得到提升，從表4-2所示的0.223 m改善至0.010 m。儘管時間長度拉長之後並沒有得到太顯著的進步，但三個軸向上之差異量平均值皆小於10公分，這表示此軌道具有相當不錯的穩定性。

根據表4-5所示各軸向的標準差和均方根差來探討軌道精度的結果，可以看到2005年1月11日GRACE A的軌道在徑向上的誤差大約是10公分左右(STD：±0.103 m、RMS：±0.105 m)，而10公分的軌道精度，對於衛星雷射測距的標準而言仍然不是理想的數字，但此結果已經非常接近公分級精度的門檻，相信若持續加長軌道計算的時間，就能將軌道精度提升至公分等級。另外，軌道差異量在沿軌道向上的標準差則是±0.529 m、均方根差是±0.538 m；最後在橫向上的標準差則是±0.156 m、均方根差是±0.157 m，比起一次計算單日軌道於橫向的誤差(表4-2)提升不少。

### 4-2-3 三天軌道弧長之軌道結果

現將軌道弧長拉至 3 天，重新計算 2005 年 1 月 10 日到 2005 年 1 月 12 日連續三日 GRACE A 的軌道。將軌道切割成三天之後各自分析，2005 年 1 月 10 日之軌道結果如圖 4-7 所示。

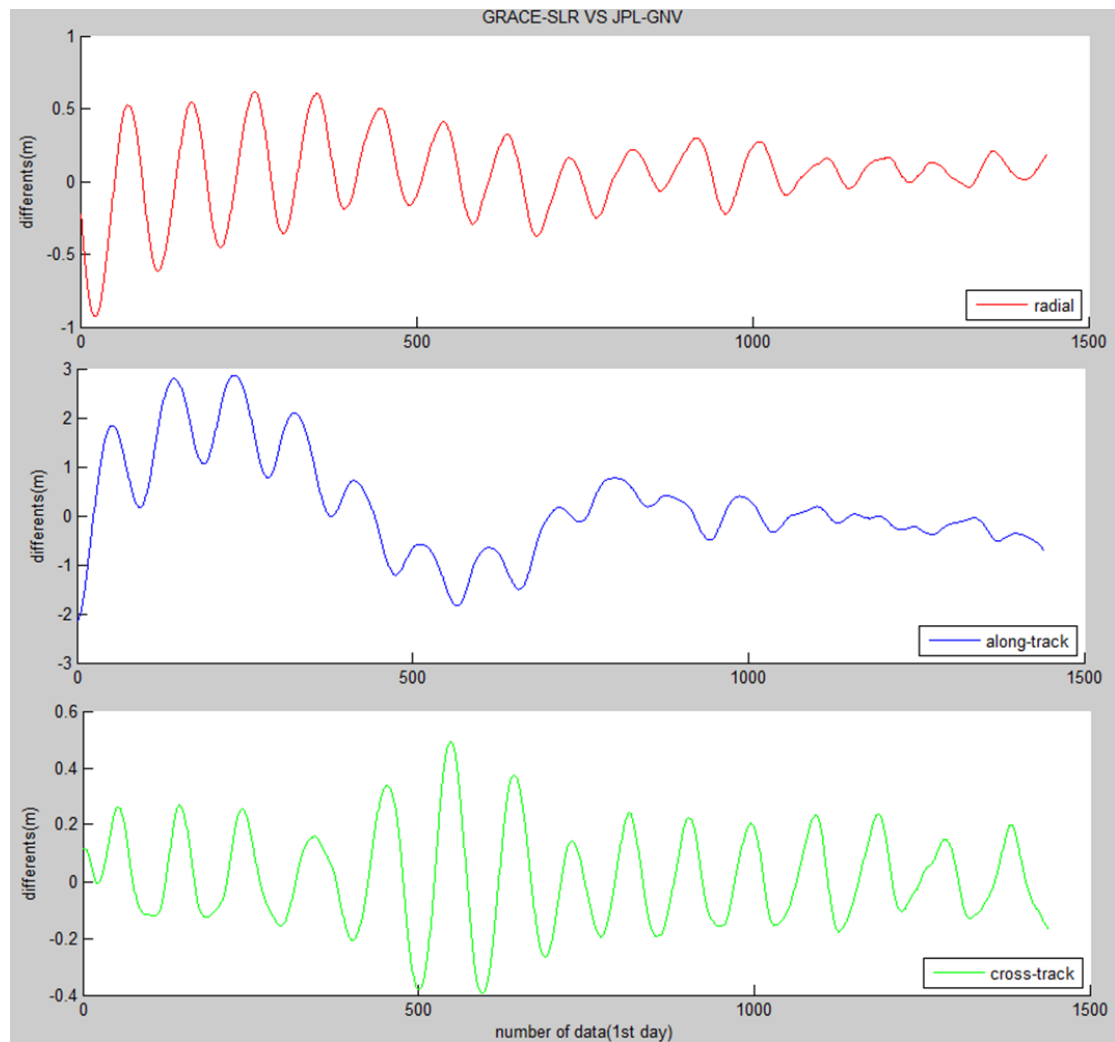


圖4-7 三日軌道弧長 GRACE A 與 GNV 軌道於徑向、沿軌道向、橫向之差異(date: 2005/1/10)

將軌道弧長拉到三日之後，2005 年 1 月 10 日的軌道精度並沒有因此而得到了提升，雖然軌道精度比起原本軌道弧長為 1 天的結果來得好，但比起軌道弧長為兩天同一日期的結果來得遜色，結果統計如表 4-6 所示。

表4-6 三日軌道弧長 SLR 與 GNV 軌道差異之統計(date: 2005/1/10)

	徑向	沿軌道向	橫向
最小值(m)	-0.927	-2.151	-0.393
最大值(m)	0.619	2.861	0.492
平均值(m)	0.047	0.195	0.016
標準差(m)	$\pm 0.267$	$\pm 1.003$	$\pm 0.169$
均放根差(m)	$\pm 0.271$	$\pm 1.021$	$\pm 0.170$

圖 4-8 所示為 2005 年 1 月 11 日 GRACE A 之軌道結果，相較於前一日的軌道，這一天的軌道精度有些許的提升，其中軌道於徑向的標準差從 10.3 公分改善至 9.9 公分，結果統計如表 4-7 所示。

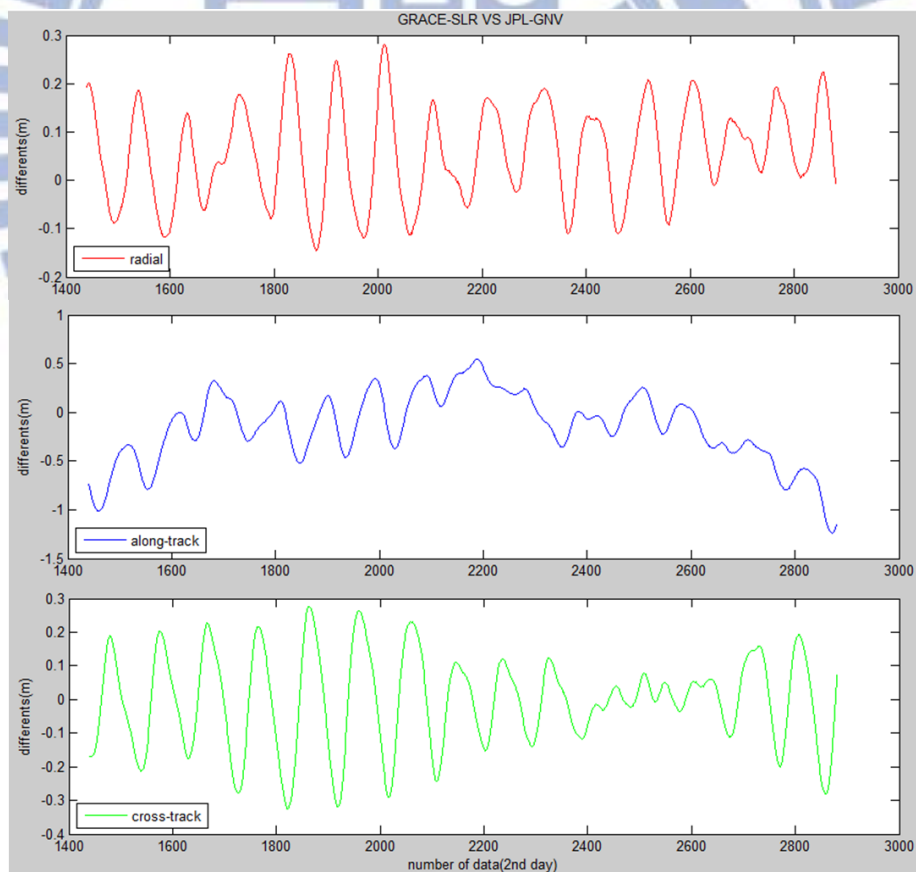


圖4-8 三日軌道弧長 GRACE A 與 GNV 軌道於徑向、沿軌道向、橫向之差異(date: 2005/1/11)



表4-7 三日軌道弧長 SLR 與 GNV 軌道差異之統計(date: 2005/1/11)

	徑向	沿軌道向	橫向
最小值(m)	-0.146	-1.238	-0.327
最大值(m)	0.282	0.544	0.277
平均值(m)	0.058	-0.154	-0.005
標準差(m)	±0.099	±0.362	±0.138
均放根差(m)	±0.115	±0.393	±0.138

圖 4-9 所示為 2005 年 1 月 12 日 GRACE A 之軌道結果，相較於 4-2-1 節同一日的軌道，精度明顯有提升不少，當仍然未達到公分級的精度，軌道結果的統計資料如表 4-8 所示。

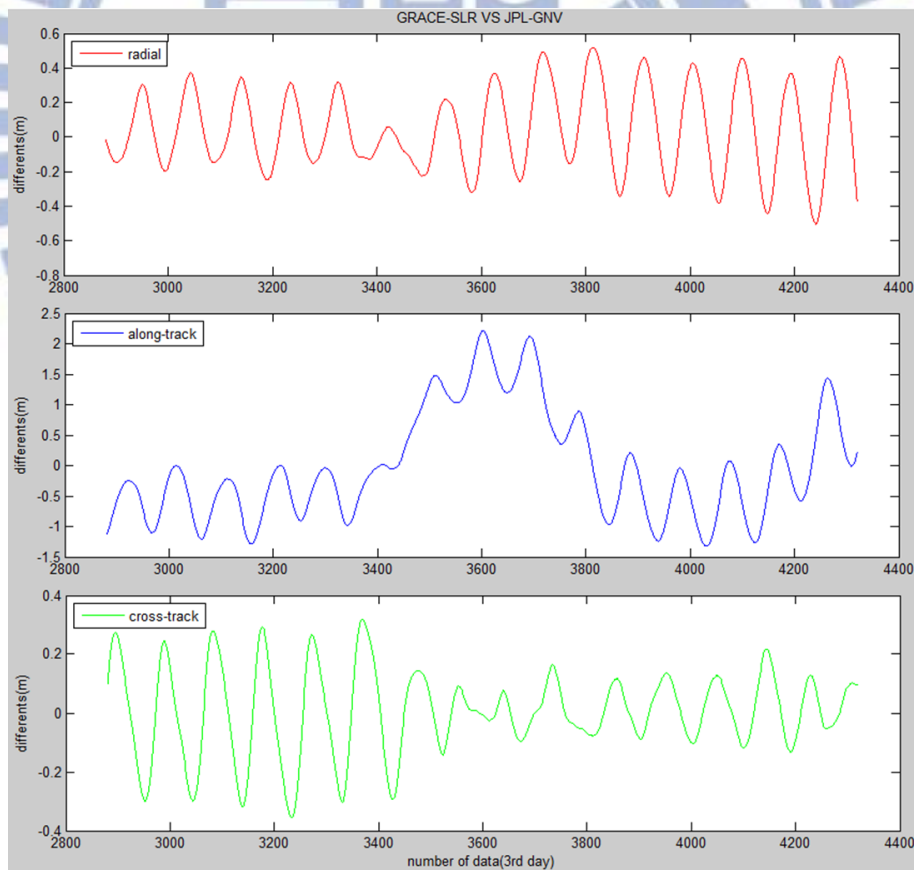


圖4-9 三日軌道弧長 GRACE A 與 GNV 軌道於徑向、沿軌道向、橫向之差異(date: 2005/1/12)

表4-8 三日軌道弧長 SLR 與 GNV 軌道差異之統計(date: 2005/1/12)

	徑向	沿軌道向	橫向
最小值(m)	-0.504	-1.324	-0.356
最大值(m)	0.519	2.219	0.320
平均值(m)	0.045	-0.009	0.006
標準差(m)	±0.240	±0.884	±0.145
均放根差(m)	±0.245	±0.884	±0.145

### 4-3 數據比較與分析

本節將著重於比較在不同的時間長度下，所計算的衛星軌道之精度有何不同，表 4-9 所示為 2005 年 1 月 10 日，不同的軌道弧長所計算的 GRACE A 軌道精度比較，而表 4-10 所示為 2005 年 1 月 11 日，不同的軌道弧長所計算的 GRACE A 軌道精度比較，最後表 4-11 所示為 2005 年 1 月 12 日，不同的軌道弧長所計算的 GRACE A 軌道精度比較。以下都將會比較徑向、沿軌道向和橫向三個軸向之標準差(STD)和均方根差(RMS)，來分析數據分別於三種不同的軌道弧長下會有何差異，這樣就可以更直接地觀察到軌道弧長對於精度提升可以做到甚麼量級的成長。

表4-9 不同軌道弧長下軌道結果之比較(date: 2005/1/10)

軌道弧長	標準差(m)			均方根差(m)		
	1 天	2 天	3 天	1 天	2 天	3 天
徑向	±0.393	±0.154	±0.267	±0.393	±0.159	±0.271
沿軌道向	±2.159	±0.798	±1.003	±2.213	±1.002	±1.021
橫向	±0.279	±0.194	±0.169	±0.354	±0.195	±0.170

表4-10 不同軌道弧長下軌道結果之比較(date: 2005/1/11)

軌道弧長	標準差(m)			均方根差(m)		
	1 天	2 天	3 天	1 天	2 天	3 天
徑向	±0.122	±0.103	±0.099	±0.122	±0.105	±0.115
沿軌道向	±0.547	±0.529	±0.362	±0.552	±0.538	±0.393
橫向	±0.316	±0.156	±0.138	±0.386	±0.157	±0.138

表4-11 不同軌道弧長下軌道結果之比較(date: 2005/1/12)

軌道弧長	標準差(m)		均方根差(m)	
	1 天	3 天	1 天	3 天
徑向	±0.511	±0.240	±0.593	±0.245
沿軌道向	±3.938	±0.884	±4.133	±0.884
橫向	±2.272	±0.145	±2.279	±0.145

綜上所述，將軌道弧長拉大之後，軌道的標準差和均方根差無論是在徑向、沿軌道向抑或是橫向上，軌道之精度在這三個軸向都有明顯地提升，尤其是 2005 年 1 月 11 日 GRACE A 的軌道在徑向上的精度從 12.2 公分提升至 9.9 公分，若持續拉長軌道計算的時間，或許就能將軌道精度提升至公分等級。另外，本研究從這 3 天的軌道結果來看，發現軌道精度的好壞主要還是取決於當天地面雷射站觀測到的數據量，若以數據量的大小來排序，2005 年 1 月 11 日所觀測到的數據量最多(大約 200 筆)，1 月 10 日次之(大約 160 筆)，1 月 12 日則是數據量最少的一天(大約 120 筆)，軌道結果的好壞也可以從此看出端倪，依本研究所示，2005 年 1 月 11 日的軌道亦是三天中最好的，而 2005 年 1 月 12 的軌道精度則是三天中最不理想的。

#### 4-4 數據抽樣分析

本研究通過 SLR 對 GRACE 衛星所觀測到的數分鐘數據，來推算全日的軌道。而本節所要探討的問題，就是只針對地面雷射站有觀測到衛星的時段，去觀察這些時段的軌道精度是否有何不同。首先要先從這 3 日的觀測數據中，分別抽樣選擇出其中一段衛星有被觀測到的時間段，本研究選擇的時段如表 4-12 所示。

表4-12 GRACE A 於 3 日中被追蹤到的時間段

日期	開始時間(h:m:s)	結束時間(h:m:s)	追蹤之地面站(站名 ID)
2005/01/10	11:42:58	11:46:14	Yarragadee, Australia(7090)
2005/01/11	17:10:01	17:14:51	Graz, Austria(7839)
2005/01/12	06:56:41	06:58:31	Zimmerwald, Switzerland(7810)

表 4-12 中所示並不是當天唯一有追蹤到衛星的時段，由於一天內衛星被觀測到的時段相當零散，故只從中挑選出其中一個時段來分析比對。其中 2005 年 1 月 10 日 GRACE A 與 JPL 的 GNV 軌道的差異量如表 4-13 所示，而 2005 年 1 月 11 日的結果則是如表 4-14 所示，最後 2005 年 1 月 12 日的結果就如表 4-15 所示。

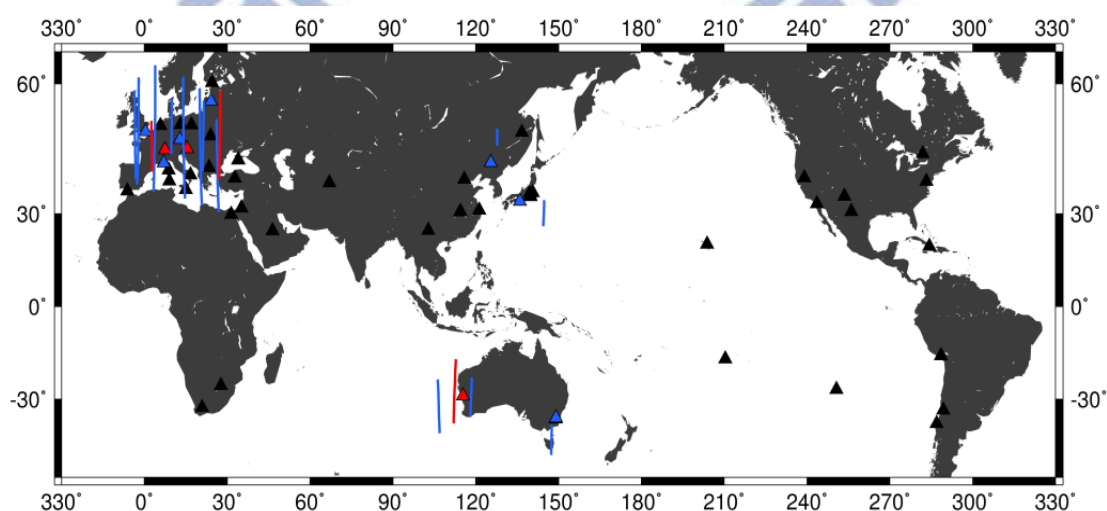


圖4-10 GRACE A 於 3 天內被追蹤到的軌跡

圖 4-10 所示為 GRACE A 衛星於 2005 年 1 月 10 日至 2005 年 1 月 12 日中，被雷射地面站所追蹤到之軌跡。其中藍色的三角形是這 3 天中有追蹤到 GRACE A 之地面站，而藍色之線段則是被追蹤到之衛星軌跡；另外，圖中所示三個紅色的三角形則是本節抽樣進行分析的地面站，而其相應的紅色線段則是本節分析之衛星軌跡；最後圖中所示黑色之三角形則是 2005 年中所有地面雷射站，但這些地面站於這 3 天中並未追蹤到 GRACE A 衛星。以下將針對圖中所示的三條紅色軌跡，以徑向、沿軌道向、橫向分別進行軌道差異量的分析。

表4-13 GRACE A 與 GNV 軌道在特定時間段之差異量(date: 2005/1/10)

時間(h:m:s)	徑向(m)	沿軌道向(m)	橫向(m)
11:42:00	0.0171	0.0300	-0.0714
11:43:00	0.0013	0.0318	-0.0673
11:44:00	-0.0123	0.0305	-0.0596
11:45:00	-0.0262	0.0325	-0.0514
11:46:00	-0.0381	0.0402	-0.0420
11:47:00	-0.0492	0.0461	-0.0303

表4-14 GRACE A 與 GNV 軌道在特定時間段之差異量(date: 2005/1/11)

時間(h:m:s)	徑向(m)	沿軌道向(m)	橫向(m)
17:10:00	-0.0171	0.0432	0.0292
17:11:00	-0.0227	0.0545	0.0130
17:12:00	-0.0283	0.0620	-0.0016
17:13:00	-0.0335	0.0701	-0.0157
17:14:00	-0.0385	0.0841	-0.0309
17:15:00	-0.0421	0.0912	-0.0457

表4-15 GRACE A 與 GNV 軌道在特定時間段之差異量(date: 2005/1/12)

時間(h:m:s)	徑向(m)	沿軌道向(m)	橫向(m)
06:56:00	-0.0587	0.1027	0.2432
06:57:00	-0.0124	0.1012	0.0664
06:58:00	0.0308	0.0928	-0.1134
06:59:00	0.0715	0.0822	-0.2924

從這三個表中可以得知，衛星的軌道精度於有被地面雷射站追蹤到的時段下具有不俗的表現，基本上大部分的差異量都有達到公分級精度。其中以 2005 年 1 月 10 日 11 時 43 分於徑向只有 0.13 公分的差異量為本研究最佳的結果(表 4-13)，而這正是 SLR 系統預期可以達到的測距精度。研判按照本研究之操作流程計算全日軌道時只能達到公寸級精度，主要因為全日軌道是利用一天當中數十分鐘的 SLR 數據推算所得，故而導致原本公分級的測距精度被放大成公寸級。

## 第五章 結論與建議

1. 利用衛星雷射測距之觀測資料(normal points data)，計算 2005 年 1 月 10 日至 12 日 GRACE A 衛星之軌道，並與 JPL 所提供之 GNV 軌道進行比較，軌道差異量最大值皆在沿軌道向上，其中以 2005 年 1 月 12 日的軌道在該軸向有 19 公尺的最大差異量，這也充份表現出了衛星雷射測距在沿軌道向上敏感度的不足。
2. 軌道差異量皆以徑向為三個軸向中的最小值，其中以 2005 年 1 月 11 日的軌道在徑向有 15 公分的最小差異量，這也充份表現出了衛星雷射測距在徑向上具有不俗的敏感度，這也正好能夠為 GPS 定軌技術於徑向上精度的不足提供幫助。
3. 在軌道計算的時間長度為一日的情況下，本研究計算所得之衛星軌道精度以徑向標準差 12.2 公分、橫向標準差 27.9 公分、沿軌道向標準差 54.7 公分為最佳結果，故本研究以衛星雷射測距之觀測資料，計算所得的 GRACE A 衛星軌道為公分(decimeter)級的精度。
4. 若將軌道計算的時間長度換做三日，以同樣的操作步驟與設定計算所得之衛星軌道，其精度以徑向標準差 9.9 公分、橫向標準差 13.8 公分、沿軌道向標準差 36.2 公分為本研究最佳結果，雖然精度因為時間長度增長而得到提升，但依然是公分(decimeter)級的衛星軌道，持續拉長時間長度可以期望算出公分級精度的軌道。
5. 從三天的軌道結果來看，本研究發現軌道精度主要取決於當天地面雷射站所觀測到的數據量，若數據量較多，計算出來之軌道精度也會有比較優越的表現。其中 2005 年 1 月 11 日觀測到的數據量是三天中最多的，故其軌道精度亦是三天中最好的；而 2005 年 1 月 12 日則是三天當中數據量最少且精度最

不理想的。

6. 從這 3 日的觀測數據抽樣分析中可以發現，衛星在有被地面雷射站觀測到的時段下，其軌道差異量大部分都可以達到公分級的精度，其中以 2005 年 1 月 10 日 11 時 43 分於徑向只有 0.13 公分的差異量為本研究最佳的結果，儘管如此，本研究在計算全日軌道時只能達到公寸級精度，相信是因為全日的軌道是利用一天當中只有數十分鐘的數據計算所得，故導致原本公分級的測距精度被放大成公寸級。這一結果再次表現出衛星雷射測距之觀測數據量，將直接決定衛星軌道計算的精度。
7. 由於衛星雷射測距之觀測數據量本來就不多，於一天的時間所能取得之觀測數據大約只有數百筆左右，衛星雷射測距之觀測資料的獲取條件在於該衛星是否有經過雷射地面追蹤站的上空，加上 SLR 雷射地面追蹤站在全球的分布亦不完全也不均勻，且大部分的設站地點都集中在歐美亞三大洲，全球覆蓋面積不如 GPS，故很難如 GPS 這般能夠確保 24 小時連續不斷的追蹤觀測。就本研究設計的操作流程而言，單純利用 SLR 觀測數據而不依靠 GPS 數據的定軌精度，要達到公分級的精度或許有些困難。
8. GRACE 是構造複雜的衛星，故其存在姿態角變化影響的問題；而且 GRACE 衛星的軌道高度只有 485 公里，故 GRACE 衛星能被地面站觀測到的弧長也變得很短，這也導致地面雷射站觀測數據量的產出變少；加上 GRACE 衛星載具上只裝載了一個反射稜鏡，雷射光能夠發射到 GRACE 上並成功反射回地面的機率有限；若將定軌對象改為 LAGEOS、Starlette 或者 AJISAI 等等球狀衛星，這些衛星即不存在姿態角變化的問題，且載體上也裝滿了反射稜鏡，可以確實地將大部分的雷射光反射回到地面上。由於本研究未能取得上述衛星的精密軌道做為驗證對象，故此未採用這些衛星做為定軌研究的對象。



9. 若要利用衛星雷射測距來進行精密定軌，吾人認為必須結合 SLR 與 GPS 的觀測數據以增加觀測量，利用 Bernese 5.0 內置的法方程式合併的程式可以將不同定軌系統的兩種軌道進行合併，無論是 SLR 定軌抑或是 GPS 定軌，在使用 Bernese 操作的過程中都可以設定輸出該軌道的法方程式。而使用者可以從合併之後的法方程式中提取出新的軌道元素及速度場資料，有了軌道元素就能積分出精度較佳的衛星軌道，未來期望能從這個研究方向尋找新的突破。
10. 以 Bernese 5.0 來處理衛星雷射測距之數據所計算出來之軌道，本研究結果所示皆為公分級精度。其精度並沒有達到預期的標準，原因有可能是因為 Bernese 5.0 對於力學模式的考量，Bernese 是以簡動力法加上經驗力模式吸收其他影響來進行定軌，這種做法會導致力學模式變得不夠完善。Geodyn II 則採用動力法進行衛星定軌，並沒有使用經驗力模式，故其在力學模式的考量上會比較完善。未來或許可以嘗試使用 Geodyn II 來計算衛星軌道，這樣就可以從中了解兩者間的差別，並尋找出衛星定軌最佳的方法。

## 參考文獻

- 沈逸晴，2008。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，國立交通大學碩士論文，新竹。
- 周忠謨，易杰軍，1992。GPS 衛星測量原理與應用，測繪出版社，北京。
- 洪志偉，1998。GPS 衛星之雷射測距資料應用於大地絕對坐標之測定，國立成功大學碩士論文，台南。
- 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。
- 曾子榜，2010。量化姿態角及訊號傳播之誤差於福爾摩沙衛星三號之軌道求定，國立交通大學博士論文，新竹。
- 劉展鵬，2005。以 Bernese 5.0 計算 CHAMP 及福衛三號之動態及簡動力軌道，國立交通大學碩士論文，新竹。
- Aardoom, L., VanGelder, B. H. W., & Vermaat, E., 1982, Aspects of the analysis and utilization of satellite laser ranging at the Kootwijk observatory, Feestbundel ter gelegenheid van de 65ste verjaardag van Professor Baarda, Vol. 2, pp. 279-317.
- Altamimi, Z., Boucher C., & Willis, P., 2005, Terrestrial reference frame requirements within GGOS perspective. *J. Geodyn.*, 40, pp. 363-374, doi: 10.1016/j.jog.2005.06.002.
- Bouille, F., Cazenave, A., Lemoine, J., & Cretaux, J., 2000, Geocenter motion from DORIS space system and laser data on LAGEOS satellites: comparison with surface loading data. *Geophys. J. Int.*, 143, pp. 71-82, doi: 10.1046/j.1365-246x.2000.00196.
- Byun, S., & Schutz, B. E., 2001, Kinematic orbit determination for low earth orbiters, IAG 2001 Scientific Assembly, Budapest, Vistas for Geodesy in the New Millenium, Adam, J. & K.P. Schwarz, Springer IAG, 2001. Vol.125, pp. 322-328.

Collilieux, X., Altamimi, Z., Ray, J., van Dam, T., Wu, X., 2009, Effect of the satellite laser ranging network distribution on geocenter motion estimation. *J. Geophys. Res.*, 114, B04402, doi: 10.1029/2008JB005727.

Collilieux, X., Altamimi, Z., Coulot, D., van Dam, T., Ray, J., 2010, Impact of loading effects on determination of the International Terrestrial Reference Frame. *Adv. Space. Res.*, 45, pp. 144-154, doi:10.1016/j.asr.2009.08.024.

Daniela Thaller, Rolf Dach, Ralf Schmid, Urs Hungertobler, Maria Mareyen, Bernd Richter, 2009, The Bernese GPS Software for the analysis of GNSS, SLR and VLBI data and for the SINEX/NEQ combination, Astronomical Institute, University of Bern.

Degnan, J.J., & Pavlis, E.C., 1994, Laser ranging to GPS satellites with centimeter accuracy, *GPS World*, September, pp. 761-797.

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

ILRS Current Missions, 2013, Current Missions, URL: [http://ilrs.gsfc.nasa.gov/missions/satellite\\_missions/current\\_missions/index.html](http://ilrs.gsfc.nasa.gov/missions/satellite_missions/current_missions/index.html), last date accessed: 2013/02/10.

ILRS Current Missions, 2013, GRACE-A, -B, URL: [http://ilrs.gsfc.nasa.gov/missions/satellite\\_missions/current\\_missions/graa\\_general.html](http://ilrs.gsfc.nasa.gov/missions/satellite_missions/current_missions/graa_general.html), last date accessed: 2013/02/10.

ILRS Laser Ranging, 2012, Satellite Laser Ranging, URL: <http://ilrs.gsfc.nasa.gov/technology/laserRanging/index.html>, last date accessed: 2013/02/10.

ILRS List of Stations, 2013, Map of Stations, URL: <http://ilrs.gsfc.nasa.gov/network/stations/index.html>, last date accessed: 2013/02/10.

ILRS Normal Point Data, 2012, Historic Normal Point Format Details, URL: [http://ilrs.gsfc.nasa.gov/data\\_and\\_products/data/npt/npt\\_format.html](http://ilrs.gsfc.nasa.gov/data_and_products/data/npt/npt_format.html), last date accessed: 2013/02/10.

ILRS Science Contribution, 2012, Satellite and Lunar Ranging Contributions to Earth and Lunar Science, URL: <http://ilrs.gsfc.nasa.gov/science/scienceContributions/>, last date accessed: 2013/02/09.

ITRF Home Page, URL: <http://itrf.ensg.ign.fr/>.

Lavallée, DA, van Dam, T., Blewitt, G., Clarke, PJ., 2006, Geocenter motions from GPS: A unified observation model. *J. Geophys. Res.*, 111, B05405, doi: 10.1029/2005JB003784.

McCarthy, D.D., 2003, IERS Conventions 2003, IERS Technical Note No.32, International Earth Rotation Service.

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

NASA Human Space Flight, 2012, Orbital Elements, URL: <http://spaceflight.nasa.gov/realdata/elements/>, last date accessed: 2013/02/15.

Photojournal, 2002, Artist's Concept of Gravity Recovery and Climate Experiment, URL: <http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA04235>, last date accessed: 2013/02/13.

Reigber, C., 1989, Gravity recovery from satellite tracking data, in: *Theory of Satellite of Geodesy and Gravity Field Determination*, Sansò F and Rummel R (eds), *Lecture Notes in Earth Sciences*, Vol.25, Springer, Berlin, pp. 197-234.

Rolf Dach, Urs Hugentobler, Pierre Fridez, Michael Meindl, 2007, *Bernese GPS Software Version 5.0*, Astronomical Institute, University of Bern.

- Seeber, G., 2003, *Satellite Geodesy: Foundations, Methods, and Application*, 2<sup>nd</sup> ed. Walter de Gruyter, Berlin. New York.
- Smith, D.E., et al., 1985, A global geodetic reference frame from LAGEOS ranging (SL5.1AP). *J. Geophys. Res.*, Vol.90, No.B11, pp. 9221-9233.
- Svehla, D., & Rothacher, M., 2003, Kinematic and reduce-dynamic precise orbit determination of CHAMP satellite over one year using zero-differences, EGS-AGU-EUG Joint Assembly, Nice, France.
- Tapley, B.D., Schutz, B.E., & Eanes, R.J., 1985, Station Coordinates, Baselines, and Earth Rotation from LAGEOS Laser Ranging: 1973-1984, *J. Geophys. Res.*, Vol.90, No.B11, pp. 9235-9248.
- Wakker, K.F., et al., 1985, Orbit Determination and European Station Positioning From Satellite Laser Ranging, *J. Geophys. Res.*, Vol.90, No.B11, pp. 9275-9283.
- Williamson, R.G., & Marsh, J.G., 1985, Satellite Geodynamics: The Earth's tidal response. *J. Geophys. Res.*, Vol.90, No.B11, pp. 9346-9352.
- Yoon, Y., 2007, Long Term Analysis of Precise Orbit Determination for the GRACE and CHAMP missions, Space Flight Technology, German Space Operations Center (GSOC).
- Zhu, S.Y., Reigber, C., & Kang, Z., 1997, Apropos laser tracking to GPS satellites, *J. Geod.*, Vol.71, pp. 423-431.

## 附錄

本節之重點在於展示第 3-4 節 SLR 數據計算軌道的流程中，一些比較細部的設定畫面，諸如 SLR 站站名縮寫檔的輸入、GPS 觀測檔之轉檔的設定、建立標準軌道的設定、需要使用者輸入的檔案、計算軌道元素的重要設定等等，以下將以 3-4 節中所使用的步驟流程來分類附圖的順序。

### 步驟 1：normal points data 轉換成 RINEX 格式(QLRINEXO)

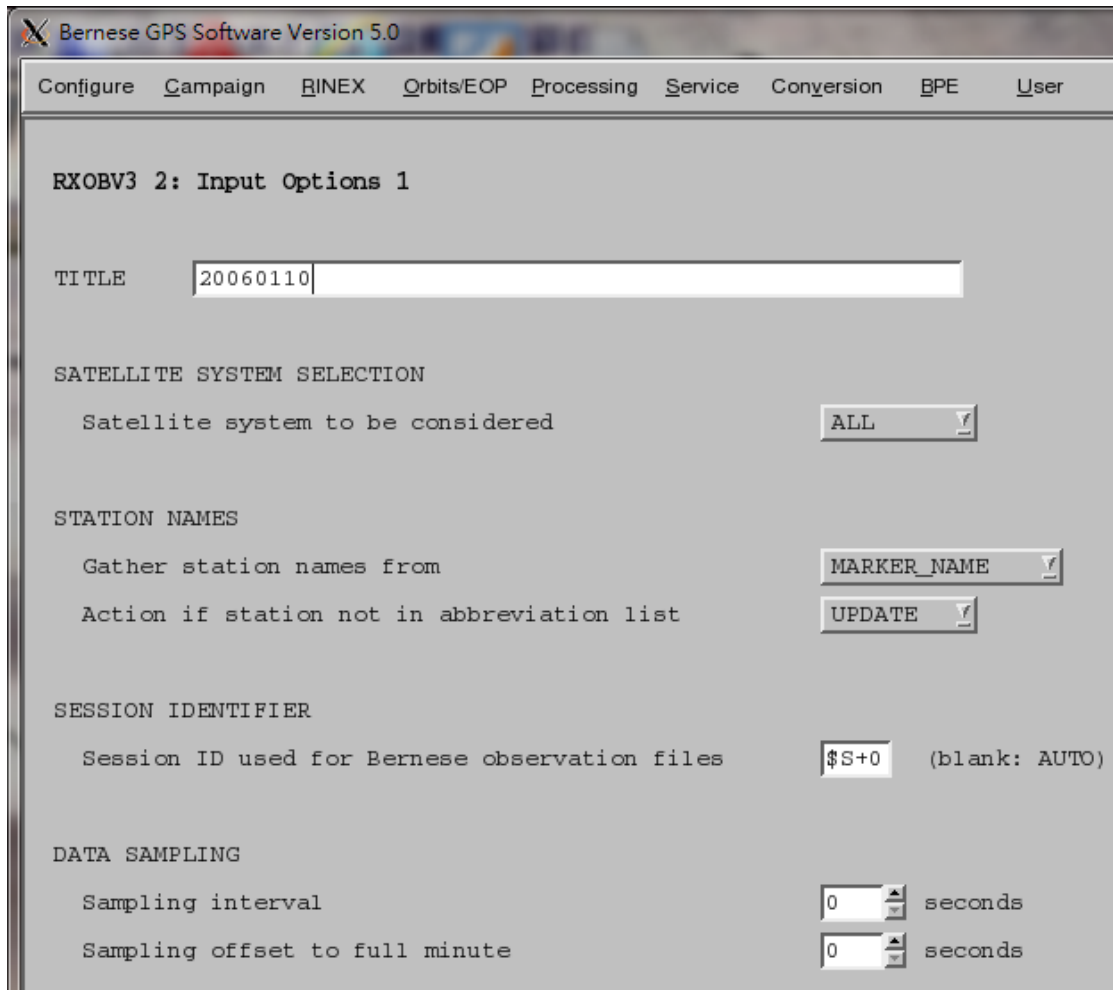


附圖1 需輸入的 SLR 站站名縮寫檔

<input type="checkbox"/>	70900100.06M	2012/9/4 下午 01:40	06M 檔案	2 KB
<input type="checkbox"/>	78100100.06M	2012/9/4 下午 01:40	06M 檔案	3 KB
<input type="checkbox"/>	78250100.06M	2012/9/4 下午 01:40	06M 檔案	3 KB
<input type="checkbox"/>	78390100.06M	2012/9/4 下午 01:40	06M 檔案	3 KB
<input type="checkbox"/>	78410100.06M	2012/9/4 下午 01:40	06M 檔案	3 KB
<input type="checkbox"/>	70900100.06O	2012/9/4 下午 01:40	06O 檔案	3 KB
<input type="checkbox"/>	78100100.06O	2012/9/4 下午 01:40	06O 檔案	4 KB
<input type="checkbox"/>	78250100.06O	2012/9/4 下午 01:40	06O 檔案	4 KB
<input type="checkbox"/>	78390100.06O	2012/9/4 下午 01:40	06O 檔案	4 KB
<input type="checkbox"/>	78410100.06O	2012/9/4 下午 01:40	06O 檔案	4 KB

附圖2 Bernese 轉出的 RINEX 格式 SLR 觀測資料和大氣層資料

## 步驟 2：RINEX 格式觀測檔轉成 Bernese 格式(RXOBV3)



附圖3 RXOBV3 轉檔之設定畫面

## 步驟 3：RINEX 格式 Meteo 檔轉成 Bernese 格式(RXMBV3)

70900100.MET	2012/9/4 下午 01...	MET 檔案	2 KB
78100100.MET	2012/9/4 下午 01...	MET 檔案	2 KB
78250100.MET	2012/9/4 下午 01...	MET 檔案	2 KB
78390100.MET	2012/9/4 下午 01...	MET 檔案	2 KB
78410100.MET	2012/9/4 下午 01...	MET 檔案	2 KB

附圖4 Bernese 格式大氣層資訊 MET 檔

```

1          2          METEOROLOGICAL DATA          RINEX VERSION / TYPE
2 QLRINEXO BSW V5.0  AIUB          04-SEP-12 12:17  PGM / RUN BY / DATE
3 SLR QL NORMAL POINT DATA 0100          COMMENT
4 STATION ID: 7090          COMMENT
5 CDP SYSNUM: 05  CDP OCCNUM: 13  SYS CONFIG: 1  COMMENT
6 W-LENGTH 1: 532  W-LENGTH 2: 0  COMMENT
7 EPOCH TIME SCALE REFERENCE : UTC (USNO)  COMMENT
8 EPOCHS: TIME OF SIGNAL RECEPTION IN GPS TIME FRAME  COMMENT
9 RANGES: 0.5 * C * FLIGHT TIME (M)  COMMENT
10 7090          MARKER NAME
11          3  PR  TD  HR          # / TYPES OF OBSERV
12          END OF HEADER
13 6 1 10 8 55 29 977.3 34.0 35.0
14 6 1 10 8 55 33 977.3 34.0 35.0
15 6 1 10 8 55 36 977.3 34.0 35.0
16 6 1 10 8 55 41 977.3 34.0 35.0
17 6 1 10 8 55 46 977.4 34.0 35.0
18 6 1 10 8 55 51 977.4 34.0 35.0
19 6 1 10 8 55 58 977.4 34.0 35.0
20 6 1 10 8 56 59 977.3 33.9 35.0
21 6 1 10 8 57 0 977.3 33.9 35.0
22 6 1 10 8 57 12 977.3 33.9 35.0
23 6 1 10 8 57 17 977.3 33.9 35.0
24 6 1 10 8 57 21 977.3 33.9 35.0
25 6 1 10 8 57 24 977.3 33.9 35.0
26 6 1 10 8 58 52 977.3 33.9 35.0
27 6 1 10 8 58 55 977.3 33.9 35.0

```

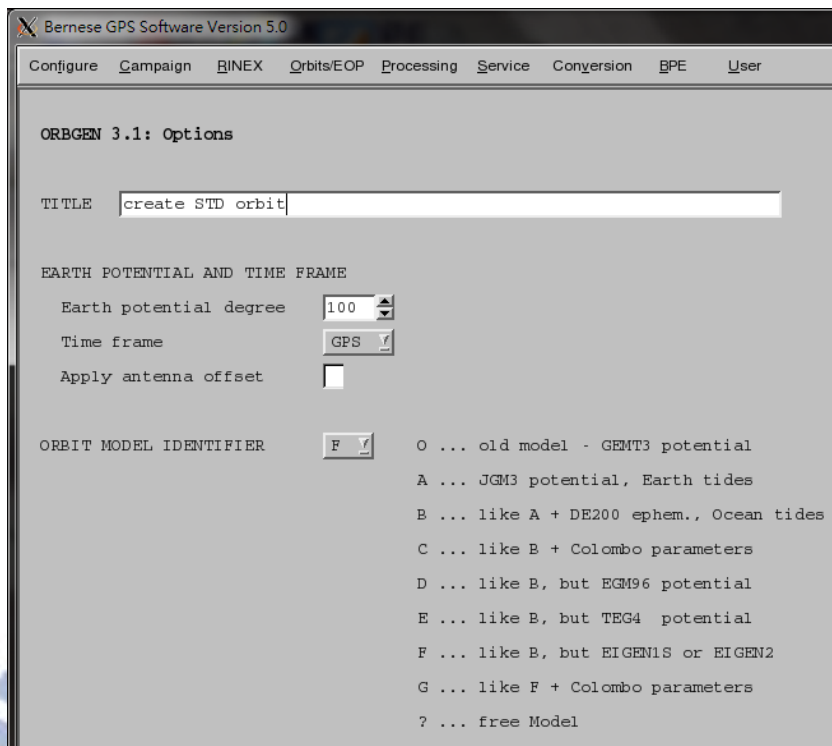
附圖5 M 檔之內容

**步驟 5：將初始軌道(EPH)轉換成 STD 標準軌道 (ORBGEN)**



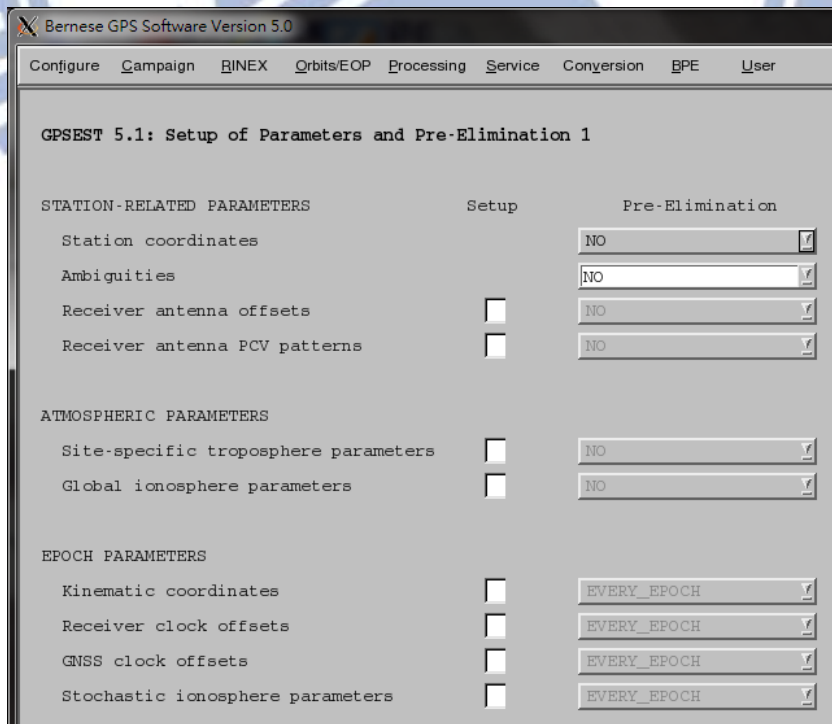
附圖6 ORBGEN 之設定畫面 1



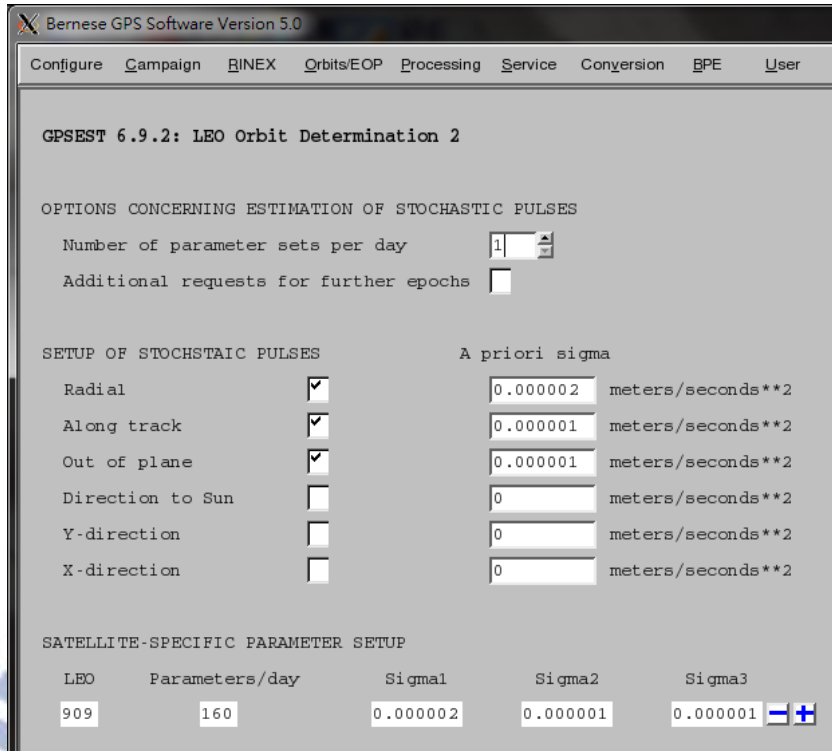


附圖7 ORBGEN 之設定畫面 2

步驟 6：計算軌道元素(GPSEST)

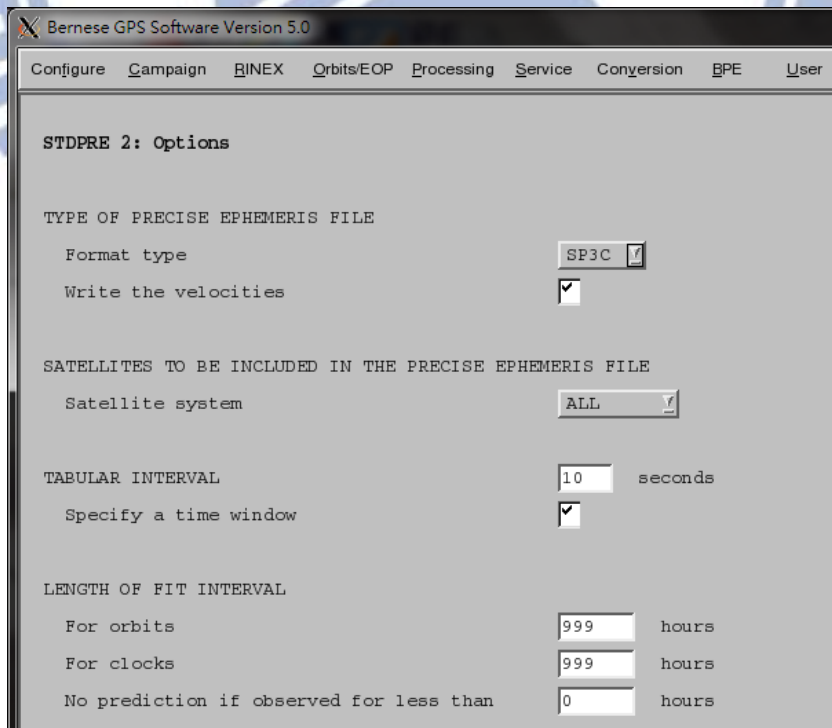


附圖8 GPSEST 中重要之設定 3



附圖9 GPSEST 中重要之設定 4

**步驟 8：將 LEO 標準軌道轉成精密星曆格式(STDPRE)**



附圖10 設定產製結果之時間間隔

## 作者簡歷

作者：林俊銘

籍貫：馬來西亞檳城州

生日：1988 年 09 月 19 日

E-mail：robertlim.cv96@g2.nctu.edu.tw

學歷：

馬來西亞檳城州大山腳日新獨立中學畢業

台灣國立交通大學土木工程學系畢業

台灣國立交通大學土木工程學系測量及空間資訊組碩士班

