

第七章 結論與建議

1、本論文自行開發程式軟體，利用變數方程、數值積分求得地球大地位模式及其他定軌過程中的參數。計算成果表現出，當進行相同階數資料的求解比較時，大地位模式階數越低、軌道觀測資料越多，則計算精度越佳。

2、參數估算成果：

本論程式驗證是以EGM96 大地位模式為真值做比較，程式計算結果與假設真值之間差值即為程式計算之誤差。大地位模式相對誤差約在 $10^{-5} \sim 10^{-7}$ 範圍之間，衛星起始位置相對誤差約為 10^{-10} ，衛星起始速度相對誤差約為 10^{-11} ，大氣阻力係數、太陽輻射壓係數二者之相對誤差都約為 10^{-5} ，經驗係數絕對誤差約在 $10^{-9} \sim 10^{-12}$ 範圍之間。



3、軌道回復成果：

■ $i=90^\circ$ 。軌道傾角 90 度的狀況目前僅針對三天五階以及一天十階模式進行軌道回復測試工作，利用參數估算求得之衛星軌道與假設真值軌道做比較，綜合三方向（R、T、N）的軌道誤差：

(1) 三天五階模式衛星軌道：觀測量先驗中誤差 $\sigma_0=3.00504\text{cm}$ ，觀測量後驗中誤差 $\hat{\sigma}_0=3.00169\text{cm}$ ，與真實軌道間誤差 RMS 值約為 0.16cm。

(2) 一天十階模式衛星軌道：觀測量先驗中誤差 $\sigma_0=2.97135\text{cm}$ ，觀測量後驗中誤差 $\hat{\sigma}_0=2.94537\text{cm}$ ，與真實軌道間誤差 RMS 值約為 0.55cm。

■ $i=72^\circ$ 。其中以橫向方向之軌道精度最佳，沿軌道方向之軌道精度最差，且沿軌道方向之軌道誤差隨時間增間呈現發散趨勢。綜合三方向（R、T、N）的軌道誤差：

(1) 一天五階模式衛星軌道：觀測量先驗中誤差 $\sigma_0=2.97135\text{cm}$ ，觀測量後驗中誤

差 $\hat{\sigma}_0=3.61532\text{cm}$ ，與真實軌道間誤差 RMS 值約為 2cm。

(2) 三天五階模式衛星軌道：觀測量先驗中誤差 $\sigma_0=3.00504\text{cm}$ ，觀測量後驗中誤

差 $\hat{\sigma}_0=9.69224\text{cm}$ ，與真實軌道間誤差 RMS 值約為 9cm。

(3) 一天十階模式衛星軌道：觀測量先驗中誤差 $\sigma_0=2.97135\text{cm}$ ，觀測量後驗中誤

差 $\hat{\sigma}_0=1.87702\text{m}$ ，與真實軌道間誤差 RMS 值約為 1.9m。

(4) 三天十階模式衛星軌道：觀測量先驗中誤差 $\sigma_0=3.00504\text{cm}$ ，觀測量後驗中誤

差 $\hat{\sigma}_0=2.13476\text{m}$ ，與真實軌道間誤差 RMS 值約為 2.1m。

4、本論文研究最大問題：程式執行效率過低。

目前解算一天五階球諧係數必須花費約 8 小時、一天十階球諧係數花費約 14 小時、三天五階球諧係數必須花費約 27 小時、三天十階球諧係數花費約 83 小時，且對於不同階數、不同階數的精度條件設定更是無法以一概之，必須針對不同情況進行調整，可想見若欲估算更高階大地位模式、或欲探討大地位模式時變而必須處理長時期的觀測資料時，本程式目前實不堪負荷。可以改善的方向，可以分為硬體與軟體兩部分。

■ 硬體部分。

由於進行變數方程計算時，法方程式的求解必須經過多次不同座標間的轉換以及數值積分才能形成，加上求解參數的多樣性造成積分式太過複雜，在進行數值積分時無法平滑地大步快速向前積分，種種因素都加重計算機的負擔。故硬體效率的考量，亦會影響本論文章式計算的精度以及效率。

■ 軟體部分。

除程式本身可能在編碼上有效率不佳的迴圈邏輯或是不適當參數設定外，再者目前程式設計是將參數估算與軌道計算利用不同的副程式分別進行數值積分處理，再進行迭代計算。若欲改善程式效率，則程式計算方式可改寫為同時進行軌道及參數兩者的數值積分計算，一併求解衛星軌道與力模式參數的法方程

式，即只需給定衛星的原始觀測數據，餘軌道、參數一併求解。

5、程式後續改善事項：

■ 觀測資料的輸入。

論文中選用的是一天及三天的 60 秒一筆固定間隔資料 $(x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z})$ ，再利用內差決定在積分時刻的衛星狀態向量。但實際觀測資料可能會有所脫落而不連續，程式中應加入可以處理不連續觀測資料的功能，以進行實際觀測資料的變數方程解算。另由於本論程式目前僅針對一顆華衛三號的模擬軌道進程式測試，但實際上華衛三號的設計一共有六顆衛星，若要真正處理華衛三號的觀測資料，必須加強程式中處理多組觀測量的功能。

■ 大氣阻力係數、太陽輻射壓係數求解。

由於此二參數的求解與衛星有效受力橫截面積有關，而此面積則因衛星所處的軌道位置不同而有所變化，故當觀測弧長過長時，係數無法有效反應衛星所處的受力環境，則參數估算精度較差，建議應該每隔一段時間解算一次係數。

■ 經驗係數求解。

目前程式中所採用的經驗係數並不包括隨時間增加而有所變化的係數，造成隨時間增加而累積增加的軌道誤差無法有效控制。解決的方法有二，一為加入隨時間增加而有所變化的係數；二為每隔固定週期時間重複求解一圈一週期之九係數，此二方法都能減少隨時間增加而累積增加之軌道誤差，但解算之參數數目越多，對於程式進行數值積分的執行效率上則有負面影響。

■ 球諧係數法方程式求解。

在 6-3-1 與 6-3-2 兩小節的實驗數據中，已經證實軌道傾角及約制條件對參數估算及軌道估算會造成極大影響。目前經由程式測試得知，在軌道傾角 72 度且

不加入任何約制條件的狀況下，可透過模擬華衛三號軌道觀測資料解算重力位模式至第四階，四階以上之重力位模式則必須透過約制條件的加權方式處理才得以解算，否則法方程式產生奇異。現華衛三號各項設計規劃已經完成，在衛星傾角不變 ($i=72^\circ$) 的情況下應如何克服極溝 (polar gap) 對重力位資料完整性造成的影響，從本文成果數據中得知 kaula 條件或許並不是最適合華衛三號的約制條件，將來可以考慮如何針對約制條件進行調整以達到重力位模式精度與軌道精度皆能有效提昇的方法。

- 6、本論文研究是建立在假設 CTODS 力模式皆為正確的前提基礎上。在進行模擬計算時，力模式的誤差並不會對參數估算造成影響（因為使用的力模式皆相同），但若處理實際觀測資料時則可能會因為力模式的誤差而產生參數估算誤差，所以後續仍須進行針對力模式精度的改善。

