

國立中央大學

土木工程研究所
碩士論文

EROS A 衛星影像幾何改正之研究

研究生：張智安

指導教授：陳良健博士

中華民國九十一年六月



國立中央大學圖書館

碩博士論文授權書

本授權書所授權之論文全文與電子檔，為本人於國立中央大學，撰寫之碩/博士學位論文。(以下請擇一勾選)

() **同意** (立即開放)

() **同意** (一年後開放)，原因是：_____

() **同意** (二年後開放)，原因是：_____

() **不同意**，原因是：_____

以非專屬、無償授權國立中央大學圖書館與國家圖書館，基於推動讀者間「資源共享、互惠合作」之理念，於回饋社會與學術研究之目的，得不限地域、時間與次數，以紙本、光碟、網路或其它各種方法收錄、重製、與發行，或再授權他人以各種方法重製與利用。以提供讀者基於個人非營利性質之線上檢索、閱覽、下載或列印。

研究生簽名： 張智安

論文名稱： EROS A 衛星影像幾何改正之研究

指導教授姓名： 陳良健

系所： 土木工程研究所 博士 碩士班

學號： 89322030

日期：民國 91 年 6 月 28 日

備註：

1. 本授權書請填寫並親筆簽名後，裝訂於各紙本論文封面後之次頁(全文電子檔內之授權書簽名，可用電腦打字代替)。
2. 請加印一份單張之授權書，填寫並親筆簽名後，於辦理離校時交圖書館(以統一代轉寄給國家圖書館)。
3. 讀者基於個人非營利性質之線上檢索、閱覽、下載或列印上列論文，應依著作權法相關規定辦理。

目錄

目錄.....	i
圖目錄.....	iv
表目錄.....	vi
摘要.....	1
摘要(英).....	2
第一章 前言.....	3
1.1. 研究動機與目的.....	3
1.2. 研究方法及內容.....	4
第二章 EROS A 衛星之特性.....	8
第三章 影像方位重建.....	10
3.1. 光束法平差模式.....	10
3.1.1. 工作坐標系統轉換.....	13
3.1.2. 外方位參數近似值之給定.....	15
3.1.3. 觀測方程式之組成.....	16
3.1.4. 收斂之判斷.....	18
3.1.5. 不同控制點下所使用之修正模式.....	19
3.2. 載體參數修正模式.....	20
3.2.1. 建立載體資料與各相關坐標系統間之轉換模式.....	21

3.2.1.1. 相關坐標系統簡介.....	21
3.2.1.2. 相關坐標系統轉換.....	26
3.2.2. 衛星軌道修正.....	29
3.2.4. 不同控制點下所使用之修正模式.....	33
3.3. 最小二乘軌道精密修正.....	34
第四章 影像正射化	36
4.1. 逆轉換模式.....	36
4.2. 影像重新取樣.....	38
4.3. 提升影像正射化效率.....	39
第五章 實驗結果及分析	42
5.1. 實驗資料.....	42
5.2. 軌道修正之精度評估.....	44
5.2.1. 光束法平差模式.....	45
5.2.1.1. 最佳控制點點數.....	45
5.2.1.2. 精度評估.....	47
5.2.2. 載體參數修正模式.....	53
5.2.2.1. 最佳控制點點數.....	53
5.2.2.2. 精度評估.....	55
5.3. 影像正射化之精度評估.....	60

5.4. 實驗結果總結.....	66
第六章 結論與展望	68
參考文獻.....	70

圖目錄

圖 2.1. 同步取樣及非同步樣之示意圖	9
圖 3.1. 光束法平差模式之流程圖	12
圖 3.2. 光束法平差模式使用之工作坐標系統	14
圖 3.3. 載體參數修正模式之流程圖	20
圖 3.4. 慣性坐標系統	22
圖 3.5. WGS84 直角坐標系統.....	23
圖 3.6. 地理坐標系統	24
圖 3.7. LVLH 坐標系統	25
圖 3.8. 衛星本體坐標系統	26
圖 3.9. 像元位置轉換至 WGS84 觀測向量流程圖	28
圖 3.10. TWD67 與 WGS84 間之轉換	29
圖 3.11. 衛星軌道修正示意圖.....	30
圖 3.12. 空間中直線方程式示意圖	31
圖 3.13. 最小二乘過濾所使用之協變方函數	35
圖 4.1. 逆轉換模式示意圖	37
圖 4.2. 計算衛星像坐標之示意圖	38
圖 4.3. 提升影像正射化效率之示意圖	39
圖 4.4. 提升影像正射化效率之示意圖	41

圖 5.1. 測試影像及其所對應 DTM	43
圖 5.2. 檢核點在不同控制點點數下之均方根誤差 (測試區一)	46
圖 5.3. 檢核點在不同控制點點數下之均方根誤差 (測試區二)	47
圖 5.4. 光束法平差模式控制點及檢核點之分佈	48
圖 5.5. 光束法平差模式誤差向量圖	51
圖 5.6. 檢核點在不同控制點點數下之均方根誤差 (測試區一)	53
圖 5.7. 檢核點在不同控制點點數下之均方根誤差 (測試區二)	54
圖 5.8. 載體參數修正法控制點及檢核點分佈圖	56
圖 5.9. 載體參數修正法誤差向量圖	58
圖 5.10. 影像正射化之誤差向量圖	61
圖 5.11. 正射影像.....	62
圖 5.12. 區塊逆轉換模式中網格大小與定位精度之關係	64

表目錄

表 2.1. EROS A、IKONOS 與 SPOT 1~4 特性之比較	9
表 3.1. WGS84 坐標系統中光束法平差模式各參數間之相關性	15
表 3.2. 工作坐標系統中光束法平差模式各參數間之相關性	15
表 3.3. 不同控制點點數下所配合之模式	19
表 3.4. 不同控制點點數下所配合之模式	33
表 5.1. 實驗程序總表	42
表 5.2. 測試影像相關參數	44
表 5.3. 檢核點在不同控制點點數下之均方根誤差(測試區一)	46
表 5.4. 檢核點在不同控制點點數下之均方根誤差(測試區二)	47
表 5.5. 光束法平差模式控制點及檢核點均方根誤差	52
表 5.6. 檢核點在不同控制點點數下之均方根誤差(測試區一)	54
表 5.7. 檢核點在不同控制點點數下之均方根誤差(測試區二)	55
表 5.8. 載體參數修正模式控制點及檢核點均方根誤差	59
表 5.9. 逐點逆轉換模式與區塊逆轉換模式定位精度之比較	63
表 5.10. 逐點逆轉換模式與區塊逆轉換模式運算時間之比較	65
表 5.11. 幾何改正均方根誤差總表	66

摘要

本研究之目的為針對 EROS A 衛星影像的幾何特性建立幾何改正模式，主要工作包含軌道修正及影像正射化兩個部份。研究中將使用衛星載體資料並配合地面控制點進行軌道修正，應用修正後之軌道配合數值地形模型進行影像正射化。

在軌道修正方面，分別建立光束法及載體參數修正法兩種模式進行衛星軌道修正。於光束法平差模式中，以時間函數描述衛星位置及姿態，使用加權之附加觀測方程式對外方位進行約制，進行方位求解，並以最小二乘過濾模式對軌道進行過濾修正。於載體參數修正模式中，由於衛星位置及姿態的高相關性，將固定衛星姿態修正軌道之位置，研究中使用衛星載體資料所提供之軌道為初始值，將衛星軌道修正量視為時間之低階多項式，使用地面控制點進行修正，在地面控制點足夠時，使用最小二乘過濾模式對軌道進行過濾修正。

在影像正射化方面，使用逆轉換模式建立物空間及像空間之對應關係，為提升逆轉換模式之運算效率，使用網格化方式將影像分成區塊進行處理。

實驗結果顯示，就 EROS A 之單張像幅而言，軌道修正時檢核點之均方根誤差可達 2 至 2.5 個像元之精度。影像正射化，以逆轉換模式所產生之正射影像，其檢核點均方根誤差在像平面上能達 2 至 2.5 個像元之精度。

關鍵詞：EROS A 衛星影像、軌道修正、最小二乘過濾模式、影像正射化。

ABSTRACT

The main purpose of this research is to build up the geometric correction model for EROS A satellite. The major works include orbit adjustment and orthorectification. The orbit modeling will be done by using the onboard data and GCPs (Ground Control Points); while the orthorectification will be done by using the precise orbit and DTM (Digital Terrain Model).

Both Bundle Adjustment and Onboard Data Correction Model will be applied to do the orbit adjustment. In the Bundle Adjustment, we assume the exterior parameters as polynomial functions. To stabilize the system, we have added weight matrix for the parameters estimates; and to fine tune the orbit, we use the Least Squares Filtering technique. In the Onboard Data Correction Model, the high correlation between the satellite position and satellite attitude, we fix the satellite attitude to correct the satellite position, the orientation parameters is initialized from the onboard data. We perform the correction for on-board parameters as polynomial functions. Then, by using a small number of ground control points, we adjust the satellite's orbit accurately. Finally, we use the Least Squares Filtering technique to fine tune the orbit.

In orthorectification, we use the indirect method to generate the orthoimage. The indirect method projects the 3D object point on to 2D image space. In order to accelerate the computation, we divide the image into a number of tiles in the orthographic correction.

Experimental results indicate that the proposed scheme may reach an accuracy of better than two pixels in the image scale for an image sampled with an asynchronous ratio of 13.

Keywords: EROS A Satellite Images, Orbit Adjustment, Least Squares Filtering, Orthorectification.

第一章 前言

1.1. 研究動機與目的

電腦運算能力的提升，提供了自動化資料處理之趨勢，亦使得衛星資料的實用性日益升高。隨著衛星影像解析力之提升，衛星影像所能提供之資料將更為詳盡，而地理資訊系統(GIS)之普及化，將使衛星遙測影像之應用更為廣泛，於地理資訊系統中欲進行衛星影像與其他相關資料進行整合時，必須將不同的資料建立在相同的坐標系統上，因此高解析力衛星影像正射化幾何改正為衛星影像整合及分析時重要之工作項目。

在現行及未來的高解析力光學影像資源衛星中多使用推掃式線列式掃描器(Pushbroom)成像[Fritz, 1999]，隨著衛星載體定位設備精度之提升，衛星載體資料所提供的初始軌道及姿態亦較為精確[Li, 1998]，新一代資源衛星多擁有本體旋轉(Body Rotation)之功能，衛星成像裝置固定於衛星主體(Main Structure)上，衛星在運行時可旋轉三軸以拍攝目標區，具有較佳之機動性。

EROS A 為 2 米等級之高解析力衛星，衛星採本體旋轉方式，可前後及左右側視，最大傾斜角可達 45 度，對地表重點區可以有甚高的時間解析力，並可應用此特性拍攝同軌道及異軌道之立體對。雖以

推掃方式成像，但 EROS A 取樣時為非同步取樣，衛星飛行路徑較地面取樣範圍長，有別於同步取樣之衛星。本研究之目的為針對 EROS A 衛星影像的幾何特性建立幾何改正模式。

1.2. 研究方法及內容

在傳統的航測技術中，使用光束法平差進行多重疊影像之方位求解，有很好的穩定性[Wolf, 2000]。由於每一幅航測影像僅一組成像中心，有較多之光線交會於同一個點上，因此光線交會的幾何性良好。在視場角(Field of View, FOV)較大，且飛行高度不高時，外方位參數中的位置及姿態間相關性較小。

在現今許多資源衛星中，多使用推掃式線列式掃描器成像，文獻中針對推掃式線列式掃描器軌道修正之研究甚多，O'Neill 及 Dowman [O'Neill, 1988]提出使用傳統的航測技術，以共線式為基礎，使用時間函數描述衛星外方位參數，經由地面控制點及光束法平差模式於方位求解。對線列式掃描器而言，每一列就有一組外方位參數，因而使用時間函數來描述衛星外方位參數。

比較空載與衛載兩者，雖然衛載的載具較為穩定[Lee et al, 2000]，但衛星飛行高度較高且 FOV 較小，外方位參數中位置與姿態參數的相關性甚高，在每一列就有一組外方位參數的情況下，同一個

點的光線交會條件較差，所以幾何性較弱。因此在方位求解的過程中，必須使用甚多的地面控制點對待求軌道進行約制。同時於平差的過程中，觀測量權之給定對成果的影響甚巨。

Chen & Chang [Chen, 1998]針對 SPOT 影像提出了一個三維處理的模式，充份利用載體資料，以載體資料做為衛星外方位參數之起始值，並以少量控制點進行方位參數之修正。載體參數修正模式可減少對控制點的需求。

衛星影像正射化可分為兩種方法：其一為光線追縱法(Ray-Tracing)乃上而下法(Top - Down)，另一種是逆轉換模式(Bottom - Up)。針對 SPOT 影像而言，一般性結論是以逆轉換模式可得到較佳的品質及效率[Wiesel, 1985]。

本文將針對 EROS A 之成像特性，使用衛星提供之載體資料配合地面控制點進行軌道修正及影像正射化。其主要工作可分為兩個階段，第一階段為衛星軌道修正，第二階段為衛星影像正射化。在第一階段中將分別建立光束法平差模式[Chen & Lee, 1993]及載體參數修正模式[Chen & Teo, 2001]進行衛星軌道修正，第二階段中將使用逆轉換模式進行衛星影像正射化。

光束法平差模式主要工作可分為四個部份，一為進行坐標轉換，

建立平差所使用之工作坐標系統，二為使用載體資料建立未知數起始值及未知數權矩陣，三為進行最小二乘平差，求解衛星之位置及姿態函數，四為使用最小二乘過濾進行精密修正。載體參數修正模式主要工作可分為四個部份，一為建立載體資料與各相關坐標系統間之轉換模式，目的為使用共同之坐標系統描述載體資料，二為使用合理之時間多項式描述衛星軌道修正量，三為配合少量地面控制點對衛星軌道進行初步修正，四為使用最小二乘過濾進行精密修正，消除局部之系統誤差，以重建衛星觀測時之方位。

逆轉換模式之主要工作為給定三維物空間之坐標，利用數值方法計算所對應之二維像坐標，經重新取樣後可得正射影像。由於逐點逆轉換模式運算效率不佳，為提升逐點逆轉換模式之運算效率，使用網格化方式將影像分成區塊進行處理。

本文之結構如下：

第一章，即本章，簡述研究動機、目的、方法及步驟。

第二章，簡介 EROS A 衛星之特性。

第三章，建立兩種模式進行軌道修正，包含光束法平差模式及載體參數修正模式進行軌道修正

第四章，使用修正後之軌道，配合數值地形模型，以逆轉換模式進行衛星影像之正射化正射化，並提出區塊逆轉換模式，以提升影像正射化運算效率。

第五章，使用 EROS A 影像進行成果測試及結果分析。

第六章，使用本文所使用之模式與實驗結果提出結論與未來展望。

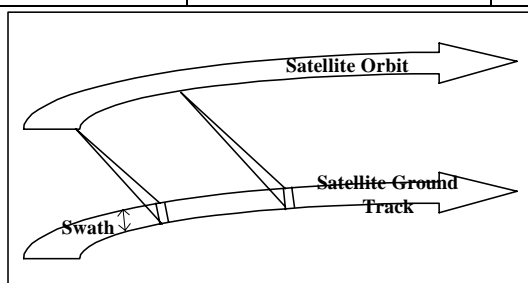
第二章 EROS A 衛星之特性

EROS A 為 ImageSat International(ISI)於 2000 年 12 月 5 日所發射之高解析力衛星，衛星任務壽命為五年。EROS A 軌道高度為 480 公里，為傾角 97.3 度之太陽同步衛星，衛星採本體旋轉方式，可前後及左右側視，三軸之最大旋轉角為 45 度，衛星視場角(FOV)為 1.5 度，底點之地面解析力為 1.8 公尺，灰值取樣為 11bits 之全色態影像，衛星重量 250 公斤，以推掃方式(Push-broom)成像，每一列共 7800 個 CCD 成像[Moshe et al, 2001]。表 2.1 為 EROS A 衛星、IKONOS 衛星與法國 SPOT1~4 衛星特性之比較，此三者皆為推掃方式成像之太陽同步衛星，其中 IKONOS 為 1 公尺等級之高解析力衛星，SPOT 系列衛星為現今使用性較為普遍之商用衛星。

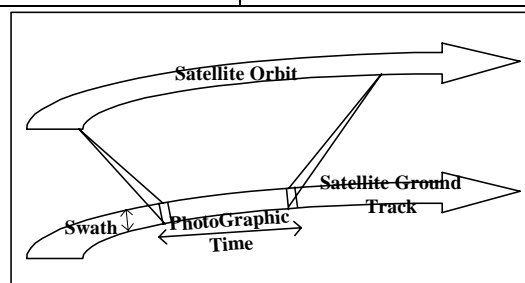
一般而言，資源衛星多使用同步取樣方式成像，即衛星掃描成像速度和對應地面取樣移動速度相等。EROS A 採非同步取樣[ISI, 2001a]，即衛星飛行取樣路徑較取樣範圍長，影像取樣速度較衛星飛行速度慢，可增加感測器對同一個目標區的曝光時間，利用非同步取樣之特性可改善影像輻射品質，增強影像的對比，圖 2.1(a)所示為同步取樣方式，如圖 2.1(b)所示為非同步取樣方式。在理想的狀態下，衛星飛行弧長 10m 時取樣區域長 1.8m，飛行弧長比例約為 5 比 1。

表 2.1. EROS A、IKONOS 與 SPOT 1~4 特性之比較

項目	EROS A	IKONOS	SPOT 1~4
軌道種類	太陽同步	太陽同步	太陽同步
軌道高度(km)	480	681	832
軌道傾角(deg)	97.3	98.1	98.77
軌道週期(min)	90	98	101.4
本體旋轉	是	是	否
成像方式	推掃式	推掃式	推掃式
取樣方式	非同步取樣 (Max 750 lines/sec)	同步取樣	同步取樣
立體成像	同軌或異軌	同軌或異軌	異軌
感測器類型	CCD	CCD	CCD
焦距(m)	3.435	10	1.082
最大側視角(deg)	45	40	27
FOV(deg)	1.5	0.931	4.125
每排 CCD 之像元數	PAN:7800	XS: 3454 PAN: 13816	XS: 3000 PAN: 6000
像元大小(μm)	13	PAN : 12 XS : 48	PAN : 13 XS : 26
掃描寬度(km)	12.5	11	60
空間解析力 (GSD)	1.8m(PAN)	1m(PAN), 4m(XS)	10m(PAN), 20m(XS)
時間解析力(天)	1.8	1.5	2.5
輻射解析力(μm)	0.5-0.9	PAN : 0.45-0.90	PAN : 0.51-0.73
		XS : 0.45-0.52,0.52-0.60, 0.63-0.69,0.76-0.90	XS : 0.51-0.59,0.61-0.68, 0.79-0.89,*1.58-1.75 *僅 SPOT4
灰度值取樣(bit)	11	11	8



(a)同步取樣



(b)非同步取樣

圖 2.1. 同步取樣及非同步樣之示意圖 [ISI, 2001a]

第三章 影像方位重建

由於 EROS A 衛星之載體資料包括衛星掃描攝影之衛星狀況及相關資料，故可利用載體資料計算衛星成像時的軌道位置及觀測向量，但由於直接利用載體資料所求得的衛星軌道具有誤差，因此須配合已知的地面控制點對衛星之軌道加以修正。本研究中將使用兩種不同的數學模式進行方位重建。第一種數學模式是以共線式為基礎之光束法平差模式[Westin, 1990]，並以最小二乘過濾法對軌道進行精密修正；第二種數學模式是使用載體資料計算衛星成像時的軌道位置及觀測向量，接著利用少量地面控制點進行多項式軌道密合進行軌道初步修正，最後以最小二乘過濾法對軌道進行精密修正。

3.1. 光束法平差模式

EROS A 衛星影像以線列式 CCD 掃描成像，其成像之幾何特性於飛行方向上近似平行投影，於垂直飛行方向上近似透視投影。此成像特性可使用共線式為基礎進行幾何改正[Westin, 2001]，並使用時間之低階多項函數近似描述其飛行軌道及姿態的變化。由於衛星之飛行弧長較長且姿態變化較為複雜，在此衛星軌道位置使用時間二次多項式描述，衛星姿態使用時間三次多項式描述，故可列出適用於 EROS A 衛星之共線式如方程式 3-1 所示。由於外方位參數間之相關性堪高，

會導致求解的不穩定，所以必須建立外方位參數虛擬觀測方程式，對外方位參數加權修正。

$$\begin{aligned} x_i &= -f \frac{m_{11t}(X_i - X_{0t}) + m_{12t}(Y_i - Y_{0t}) + m_{13t}(Z_i - Z_{0t})}{m_{31t}(X_i - X_{0t}) + m_{32t}(Y_i - Y_{0t}) + m_{33t}(Z_i - Z_{0t})} \\ y_i S &= -f \frac{m_{21t}(X_i - X_{0t}) + m_{22t}(Y_i - Y_{0t}) + m_{23t}(Z_i - Z_{0t})}{m_{31t}(X_i - X_{0t}) + m_{32t}(Y_i - Y_{0t}) + m_{33t}(Z_i - Z_{0t})} \end{aligned} \quad (3-1)$$

其中

f：焦距

t：各掃描線相對應之時間

S：附加尺度參數

x_i, y_i ：點位之像坐標; $x_i=0$

X_i, Y_i, Z_i ：點位之物空間坐標

X_{0t}, Y_{0t}, Z_{0t} ：投影中心物空間坐標

$$\begin{aligned} X_{ot} &= X_0 + X_1 t + X_2 t^2 \\ Y_{ot} &= Y_0 + Y_1 t + Y_2 t^2 \\ Z_{ot} &= Z_0 + Z_1 t + Z_2 t^2 \end{aligned} \quad (3-2)$$

$m_{11t}, m_{12t}, \dots, m_{33t}$ ：姿態之旋轉角所構成之旋轉矩陣元素

$$\begin{aligned} m_{11t} &= \text{Cos}(\phi_t) * \text{Cos}(\kappa_t) \\ m_{12t} &= \text{Sin}(\omega_t) * \text{Sin}(\phi_t) * \text{Cos}(\kappa_t) + \text{Cos}(\omega_t) * \text{Sin}(\kappa_t) \\ m_{13t} &= -\text{Cos}(\omega_t) * \text{Sin}(\phi_t) * \text{Cos}(\kappa_t) + \text{Sin}(\omega_t) * \text{Sin}(\kappa_t) \\ m_{21t} &= -\text{Cos}(\phi_t) * \text{Sin}(\kappa_t) \\ m_{22t} &= -\text{Sin}(\omega_t) * \text{Sin}(\phi_t) * \text{Sin}(\kappa_t) + \text{Cos}(\omega_t) * \text{Cos}(\kappa_t) \\ m_{23t} &= \text{Cos}(\omega_t) * \text{Sin}(\phi_t) * \text{Sin}(\kappa_t) + \text{Sin}(\omega_t) * \text{Cos}(\kappa_t) \\ m_{31t} &= \text{Sin}(\phi_t) \\ m_{32t} &= -\text{Sin}(\omega_t) * \text{Cos}(\phi_t) \\ m_{33t} &= \text{Cos}(\omega_t) * \text{Cos}(\phi_t) \end{aligned} \quad (3-3)$$

其中

$$\begin{aligned}\omega_t &= \omega_0 + \omega_1 t + \omega_2 t^2 + \omega_3 t^3 \\ \phi_t &= \phi_0 + \phi_1 t + \phi_2 t^2 + \phi_3 t^3 \\ \kappa_t &= \kappa_0 + \kappa_1 t + \kappa_2 t^2 + \kappa_3 t^3\end{aligned}\tag{3-4}$$

光束法平差模式工作項目包含四個部份，一為建立光束法平差所使用之工作坐標系統，二為給定外方位參數起始值，三為使用地面控制點對衛星軌道進行光束法平差，四為使用最小二乘過濾進行精密修正。光束法平差模式流程如圖 3.1.所示

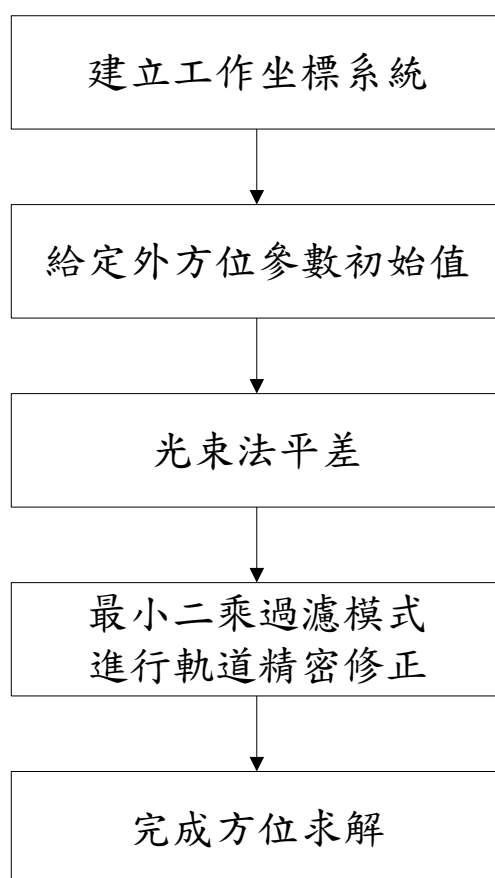


圖 3.1. 光束法平差模式之流程圖

3.1.1. 工作坐標系統轉換

在進行光束法平差前，必須將各參數轉換至相同的坐標系統，使用一致性之坐標系統進行光束法平差。由於 EROS A 採非同步取樣，其飛行弧長較長，若使用台灣二度分帶投影坐標系統為工作坐標，將很長的弧長進行投影會產生較大的投影誤差。若使用 WGS84 為工作坐標，由於衛星姿態定義於軌道參考坐標系統(參考 3.2.1.)，軌道參考坐標系統與 WGS84 間的軸向定義不同，位置參數及姿態參數間的相關性將會較複雜，權之釐定困難，因此不採用二度分帶投影坐標系統或 WGS84 做為工作坐標。

研究中將使用軌道參考坐標系統做為工作坐標系統，工作坐標系統定義於衛星軌道面上，即 X-Z 平面在衛星軌道面上，Y 軸垂直於軌道面。研究中使用之工作坐標系統不同於地平坐標系統，因為地平坐標系統定義於子午圈上，即 X-Z 平面與子午圈共面，Y 軸垂直於子午圈。使用工作坐標系統其主要目的有兩個，第一個為避免數值不穩定，而導致求解失敗，第二個為使到參數間之相關性能更易理解。工作坐標系統之轉換可分為旋轉及平移兩個步驟，首先將定義於 WGS84 之控制點坐標旋轉至衛星軌道參考坐標系統之軸向，再計算旋轉後控制點之平均位置，將旋轉後坐標系統之原點平移至平均位置，使其原點為平均位置完成轉換。同理可將投影中心物空間坐標轉

換至工作坐標系統。光束法平差模式使用之工作坐標系統如圖 3.2.所示， (X_r, Y_r, Z_r) 為軌道參考坐標系統， (X_w, Y_w, Z_w) 為工作坐標系統。

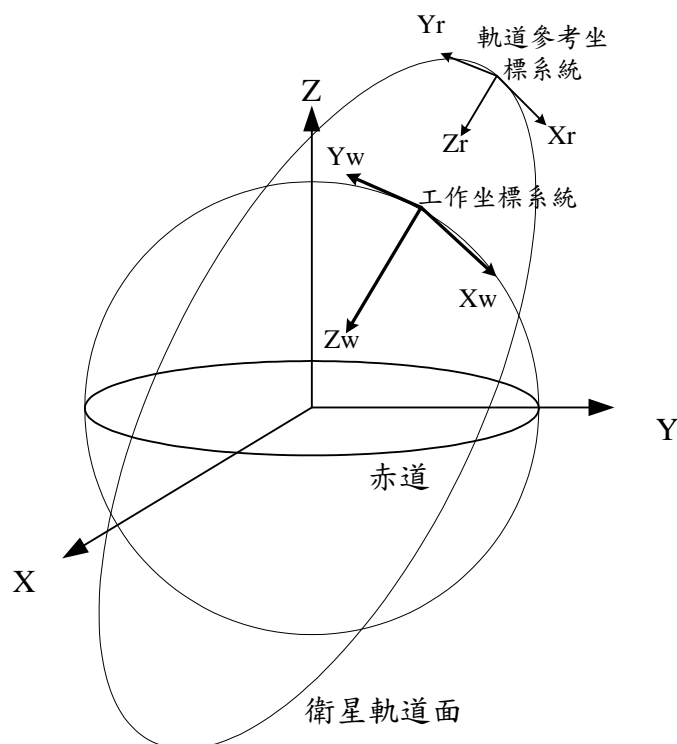


圖 3.2. 光束法平差模式使用之工作坐標系統

光束法平差中各參數均轉換至工作坐標系統進行平差計算，可避免高相關性，造成無法求解或求解精度損失。此外，若使用 WGS84 坐標系統進行平差，位置參數及姿態參數間的相關性將會較複雜，權矩陣不易給定，因此選用工作坐標系統進行光束法平差。表 3.1.所示為平差後，於 WGS84 坐標系統中各參數間之相關性，但參數間之相關性並不顯著。表 3.2.所示為平差後，於工作坐標系統中各參數間之相關性，可明確看出各參數中 X 與 φ 、Y 與 ω 、 κ 函數等均具有高相關性，權可依參數相關性來給定。

(1) 位置參數

EROS A 載體資料中，間隔一千條掃描線提供一組衛星成像時之位置及速度向量，以第一條掃描線之成像時間為時間原點，利用衛星成像時之位置資料密合為時間二次式之函數，以此時間二次多項式之係數做為 $X_0, X_1 \dots Z_2$ 之近似值。

(2) 姿態參數

EROS A 載體資料中間隔 15 秒記錄衛星成像時姿態時間三次式之係數，以第一條掃描線之成像時間為時間原點，利用姿態時間三次式之係數密合為時間三次式之函數，以此時間三次多項式之係數做為 $\omega_0, \omega_1 \dots \kappa_3$ 之近似值。

3.1.3. 觀測方程式之組成

本研究中僅考慮單張衛星影像之幾何處理，因此將使用量測影像坐標觀測方程式及外方位參數虛擬觀測方程式進行平差，不考慮地面控制點虛擬觀測方程式，各觀測方程式分述如下：

(1) 量測影像坐標觀測方程式

經修改共線式之函數模式以構成影像坐標觀測方程式如下：

$$\begin{aligned} F_x &= -f \frac{m_{11t}(X_i - X_{0t}) + m_{12t}(Y_i - Y_{0t}) + m_{13t}(Z_i - Z_{0t})}{m_{31t}(X_i - X_{0t}) + m_{32t}(Y_i - Y_{0t}) + m_{33t}(Z_i - Z_{0t})} - 0 = 0 \\ F_y &= -f \frac{m_{21t}(X_i - X_{0t}) + m_{22t}(Y_i - Y_{0t}) + m_{23t}(Z_i - Z_{0t})}{m_{31t}(X_i - X_{0t}) + m_{32t}(Y_i - Y_{0t}) + m_{33t}(Z_i - Z_{0t})} - y_i S = 0 \end{aligned} \quad (3-5)$$

對各參數偏微分以線性化觀測方程式，以矩陣方式表示如下：

$$\begin{bmatrix} V_{xi} \\ V_{yi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\partial F_x}{\partial X_0} & \frac{\partial F_x}{\partial Y_0} & \cdots & \frac{\partial F_x}{\partial Si} \\ \frac{\partial F_y}{\partial X_0} & \frac{\partial F_y}{\partial Y_0} & \cdots & \frac{\partial F_y}{\partial Si} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta X_0 \\ \delta X_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ \delta \kappa_3 \\ \delta Si \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -F_x^0 \\ -F_y^0 \end{bmatrix} \quad (3-6)$$

可簡化為：

$$V_i + B_i \Delta_i = \varepsilon_i$$

(3-7)

(2) 外方位參數虛擬觀測方程式

$$\begin{bmatrix} V_{X_{0i}} \\ V_{X_{1i}} \\ \cdot \\ \cdot \\ V_{\kappa_{3i}} \\ V_{Si} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \delta X_{0i} \\ \delta X_{1i} \\ \cdot \\ \cdot \\ \delta \kappa_{3i} \\ \delta Si \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{0i}^0 - X_{0i}^{00} \\ X_{1i}^0 - X_{1i}^{00} \\ \cdot \\ \cdot \\ \kappa_{3i}^0 - \kappa_{3i}^{00} \\ S_i^0 - S_i^{00} \end{bmatrix} \quad (3-8)$$

可簡化為：

$$V_i - \Delta_i = C_i$$

(3-9)

其中，參數符號右上方加“0”者，代表該參數之近似值；而加

“00”者，則代表該參數之觀測值。

今假設單張影像共有 n 個點，共可得到兩組觀測方程式，整理以

上兩組觀測方程式如下：

$$\begin{matrix} V_i & + & B_i & * & \Delta_i & = & \varepsilon_i \\ (2n,1) & & (2n,22) & & (22,1) & & (2n,1) \end{matrix} \quad (3-10)$$

$$\begin{matrix} V_i & - & \Delta_i & = & C_i \\ (22,1) & & (22,1) & & (22,1) \end{matrix}$$

簡化為

$$\begin{matrix} \begin{bmatrix} V_i \\ V_i \end{bmatrix} & + & \begin{bmatrix} B_i \\ -I \end{bmatrix} & * & \Delta_i & = & \begin{bmatrix} \varepsilon_i \\ C_i \end{bmatrix} \\ (2n+22,1) & & (2n+22,22) & & (22,1) & & (2n+22,1) \end{matrix} \quad (3-11)$$

$$\text{或 } \bar{V} + \bar{B} \Delta = C$$

其相對應之權矩陣為

$$\bar{P} = \begin{bmatrix} P & 0 \\ 0 & P \end{bmatrix} \quad (3-12)$$

$(2n+22, 2n+22)$ $(2n, 2n)$ $(22, 22)$

其中 P 為影像坐標權矩陣， \bar{P} 為外方位參數權矩陣。

由最小二乘法平差，可得未知數修正量為：

$$\Delta = (\bar{B}^T \bar{P} \bar{B})^{-1} (\bar{B}^T \bar{P} \bar{C}) \quad (3-13)$$

3.1.4. 收斂之判斷

在光束法平差中，未知數之單位可分別為角度、長度及無單位者，由於計算過程中易受各參數間之相關性及權影響，研究中同時採用二種規範做為收斂之判斷：

(1) 未知數修正量之門檻值

當所有未知數修正量之絕對值小於 1×10^{-5} 則視為收斂，即

$$|\Delta_i| < 1 * 10^{-5}, i = 1, 2, \dots, 22$$

(2) 後驗中誤差之門檻值

當前後二次後驗中誤差比值與 1 之差取絕對值小於 1×10^{-5} ，則視為收斂，即

$$\left| 1 - \frac{\hat{\sigma}_{j+1}}{\hat{\sigma}_j} \right| < 1 \times 10^{-5}, j = \text{疊代次數}$$

3.1.5. 不同控制點下所使用之修正模式

於光束法平差模式中，在不同控制點點數下，可選擇適當之外方位函數型式進行平差。表 3.3. 為不同控制點數下所配合之模式。

表 3.3. 光束法平差模式不同控制點點數下所配合之模式

外方位函數型式			未知數	控制點點數
尺度量 S	位置函數	姿態函數		
1 個	1 階多項式	1 階多項式	13	7
		2 階多項式	16	8
		3 階多項式	19	10
	2 階多項式	1 階多項式	16	8
		2 階多項式	19	10
		3 階多項式	22	11

3.2. 載體參數修正模式

EROS A 載體資料提供衛星之初始軌道，由於位置及姿態將高相關 (High Correlation)，因此在維持觀測方向不變下，固定姿態僅修正衛星位置，其主要工作項目包含四個部份：一為建立載體資料與各相關坐標系統間之轉換模式，目的為使用共同之坐標系統描述載體資料，二為使用合理之時間多項式描述衛星軌道修正量，三為配合少量地面控制點對衛星軌道進行初步修正，四為使用最小二乘過濾進行精密修正，消除局部之系統誤差，以重建衛星觀測時之方位。軌道修正流程如圖 3.3.所示

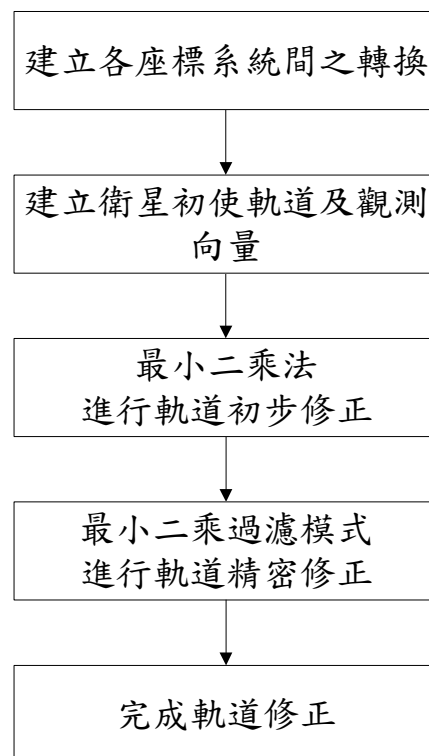


圖 3.3. 載體參數修正模式之流程圖

3.2.1. 建立載體資料與各相關坐標系統間之轉換模式

由於台灣地區主要使用台灣二度分帶投影坐標系統，而 EROS A 載體資料為慣性坐標系統，此外地面控制點之坐標為 WGS84 直角坐標系統或台灣二度分帶投影坐標系統，進行軌道修正之前，必須先建立一套相關坐標系統轉換模式，使用一致性之坐標系統進行軌道修正。軌道修正時將使用 WGS84 為共同之坐標系統，在坐標轉換的過程中所有相關坐標系統包含：慣性坐標系統、WGS84 直角坐標系統、GRS67 直角坐標系統、地理坐標系統、台灣二度分帶投影坐標系統、LVLH 坐標系統(Local Vertical Local Horizontal Frame)及衛星本體坐標系統(Body Frame)。

3.2.1.1. 相關坐標系統簡介

本文所使用之坐標系統有：慣性坐標系統、WGS84 直角坐標系統、GRS67 直角坐標系統、地理坐標系統、台灣二度分帶投影坐標系統、LVLH 坐標系統及衛星本體坐標系統。分述如下：

1. 慣性坐標系統

慣性坐標系統(True of Date, Mean Equinox)[ISI, 2001b]之原點定義於地心，X 軸之方向為原點指向春分點之方向，Z 軸為地球自轉軸

之北方向，Y 軸方向則由 X、Z 兩軸方向以右手螺旋決定之，如圖 3.4.

所示。

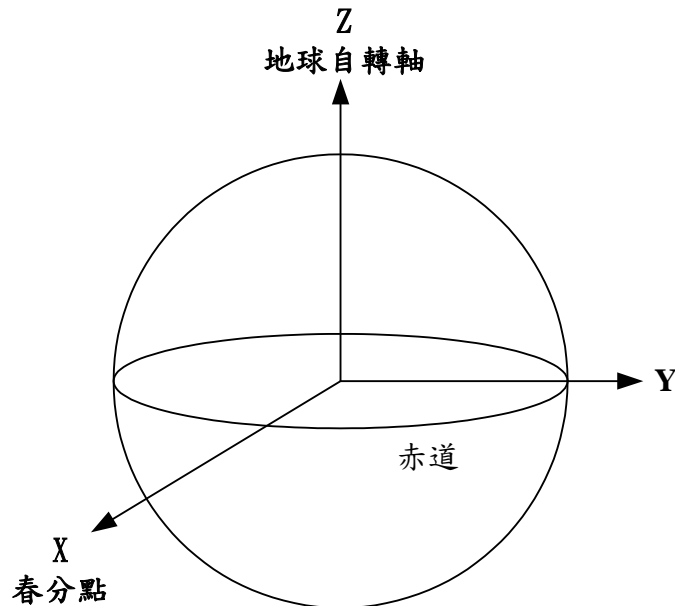


圖 3.4. 慣性坐標系統

2. WGS84 直角坐標系統

WGS84 直角坐標系統為地心地固坐標系統，原點在地球質量中心，X 軸為 IERS(International Earth Rotate Service)定義之零子午圈與 CTP(Conventional Terrestrial Pole)赤道交點之方向，Z 軸為地球北極方向，Y 軸則由 X 及 Z 兩軸方向以右手螺旋決定之，地球原子為 1984 年 IERS 所定義之地球原子，半長軸為 6378.137 公里，扁率為 $1/298.257223563$ ，如圖 3.5.所示。

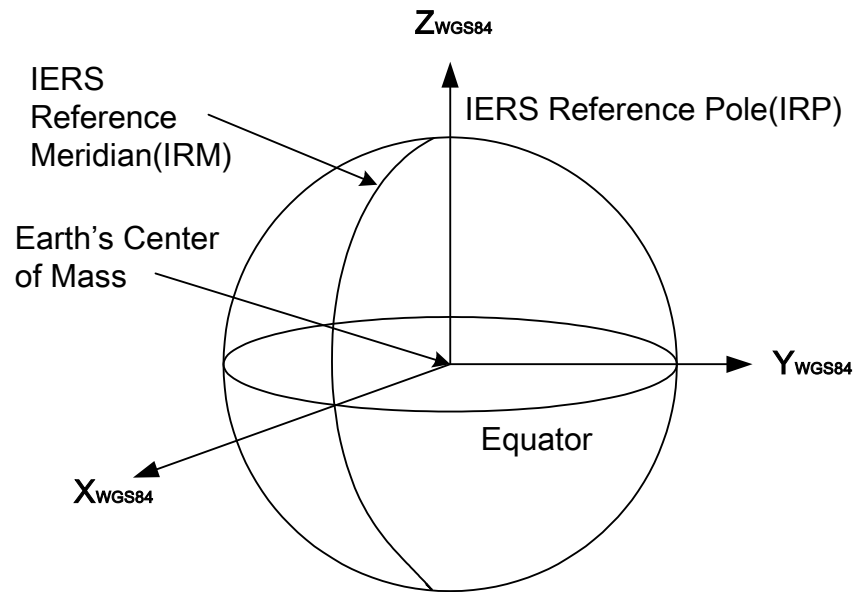


圖 3.5. WGS84 直角坐標系統

3. GRS67 直角坐標系統

地球原子為 1967 年所定義之地球原子，X 軸為原點指向通過格林威治之天文子午圈與赤道圈相交交點之方向，Z 軸為自轉軸之北方方向，Y 軸為由 X 軸及 Z 軸兩軸方向以右手螺旋決定之。地球原子之半長軸為 6378.160 公里，扁率為 1/298.247167。

4. 地理坐標系統

地理坐標系統將地球假設為一橢球，使用水平夾角及垂直夾角描述地面任一點之坐標，使用地球原子為 1967 年所定義之地球原子，經度零度為通過格林威治之天文子午圈，分東西方向各 180 度，緯度零度為地球赤道圈，分南北方向各 90 度，如圖 3.6.所示。

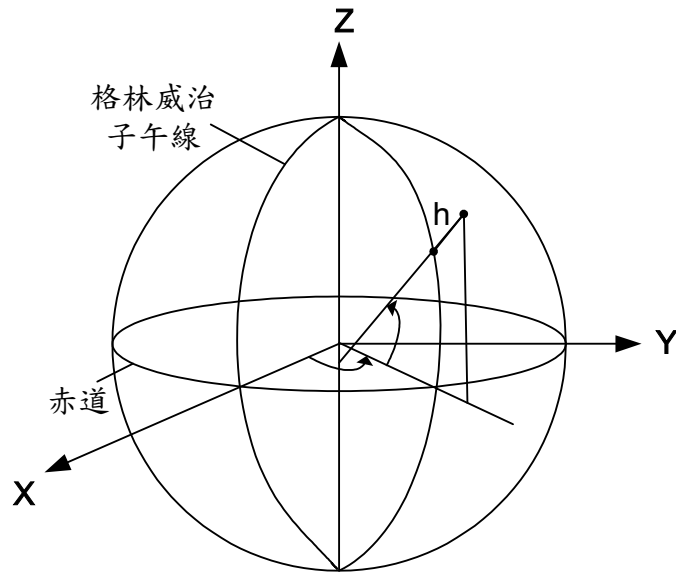


圖 3.6. 地理坐標系統

5. 台灣二度分帶投影坐標系統

雖然台灣地區投影坐標系統逐漸採用 TWD97，但本研究中仍以目前使用最多的 TWD67 為坐標。TWD67 投影坐標系統以東經 121 度為中央子午線做橫麥卡脫投影，所使用之地球原子與 GRS67 直角參考坐標系統相同。半長軸為 6378160 公尺，半短軸為 6356775 公尺，扁率為 1/298.25，投影原點向西平移 250,000 公尺，中央子午線尺度比為 0.9999。

6. LVLH 坐標系統

載體資料中定義衛星成像前某一時刻 t 為局部軌道參考坐標系統，並提供時間 t 所對應衛星位置及速度向量，此二個向量定義於慣性坐標系統中，利用此二向量可構成 EROS A 衛星所使用的局部軌道

參考坐標系統，此參考坐標系統之原點定義於衛星的質量中心，Z 軸方向為指向地心之方向，Y 軸方向為垂直衛星軌道面方向，X 軸方向則由 Y、Z 兩軸方向以右手螺旋決定之，Z 軸在任一時刻均平行於軌道面，Y 軸任一時刻均垂直於軌道面，如圖 3.7 所示。

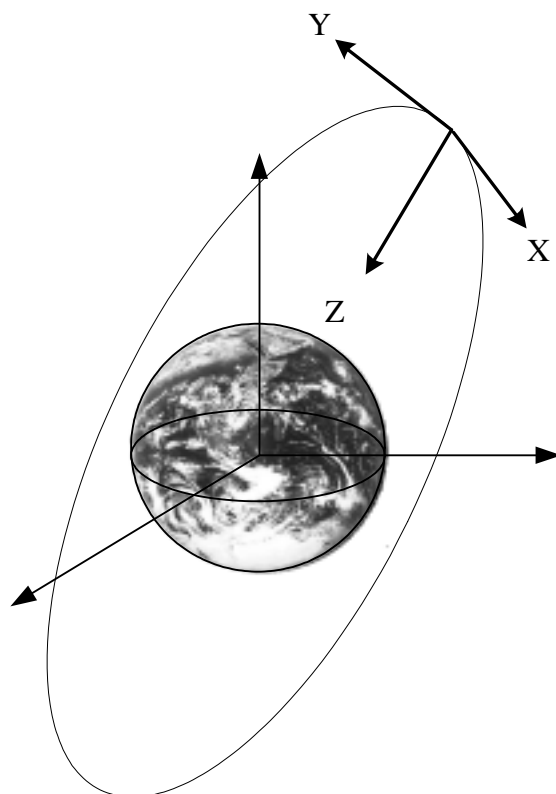


圖 3.7. LVLH 坐標系統

7. 衛星本體坐標系統

EROS A 衛星所使用的姿態參考坐標系統，原點為衛星之質量重心，X 軸方向垂直於太陽能板方向，Z 軸方向為原點指向攝影軸方向，Y 軸方向則由 X、Z 兩軸方向以右手螺旋決定之，如圖 3.8 所示。

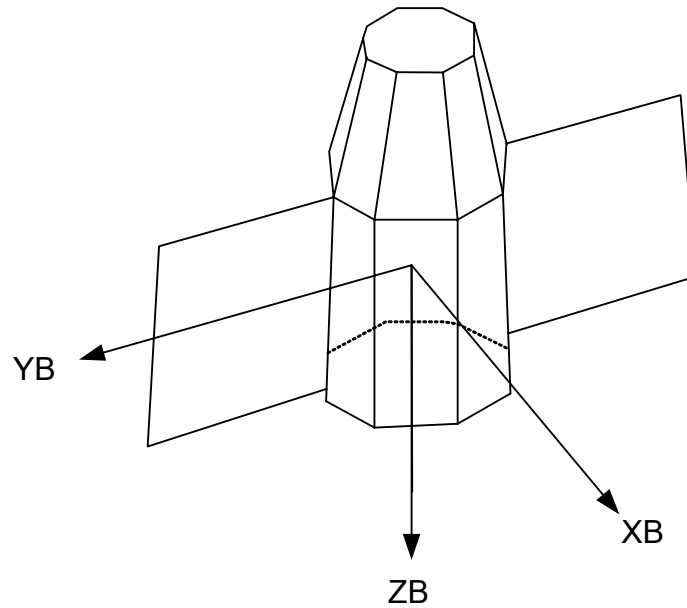


圖 3.8. 衛星本體坐標系統

3.2.1.2. 相關坐標系統轉換

軌道修正過程中將使用 WGS84 為共同之坐標系統，因此在進行修正前，必須將各相關坐標資料轉換至 WGS84 地心直角參考坐標，方能進行軌道修正及影像正射化。

1. 衛星成像中心於 WGS84 之位置

EROS A 為線列式成像，每一條掃描線之成像中心會隨著時間改變，載體資料中提供衛星成像時之觀測時間、位置及速度向量，其記錄間隔為一千條掃描線一筆資料，位置及速度向量定義皆於慣性坐標系統中，任一時間之衛星位置及速度可使用 Lagrange's Interpolation 內插而得。

$$\vec{P}(t) = \sum_{k=0}^n \left[\left(\prod_{i=0, i \neq k}^n \frac{t-t_i}{t_k-t_i} \right) \vec{P}(t_k) \right] \quad (3-14)$$

$$\vec{V}(t) = \sum_{k=0}^n \left[\left(\prod_{i=0, i \neq k}^n \frac{t-t_i}{t_k-t_i} \right) \vec{V}(t_k) \right] \quad (3-15)$$

其中

t：時間，

n：資料筆數，

$\vec{P}(t)$ ：衛星位置向量，

$\vec{V}(t)$ ：衛星速度向量，

由於 EROS A 軌道位置使用慣性坐標系統(True of Date Coordinates)，慣性坐標系統與 WGS84 直角參考坐標系統間之轉換，可經由地球旋轉(Earth Rotation)、極運動(Polar Motion)和大地基準(Geodetic Datum)三個部份進行轉換而得 [Montenbruck and Gill, 2000]。公式如下：

$$\text{WGS84} = \text{T} + \text{R} * \text{ITRS} \quad (3-16)$$

其中

$\text{ITRS} = \text{Pi} * \text{Theta} * \text{IF}$

ITRS=International Terrestrial Reference System Matrix

Theta= Sidereal Time matrix (true of date -> pseudo-Earth-fixed)

Pi= Polar motion matrix (pseudo-Earth-fixed -> ITRS)

WGS84=WGS84 Coordinate matrix (WGS84X, WGS84Y, WGS84Z)

IF=Inertial Frame matrix (IFX, IFY, IFZ)

T= Offset matrix

R=Rotation matrix

2. 衛星影像像坐標於 WGS84 之觀測向量

EROS A 採本體旋轉模式成像，在載體資料中提供三軸方向旋轉角之時間三階函數，以描述衛星局部軌道參考坐標系統與衛星姿態參考坐標系統間之關係，轉換流程圖整理如圖 3.9 所示，研究中使用衛星公司所提供之轉換程式進行轉換。經轉換後可得影像上每一個像元位置所對應之觀測向量。

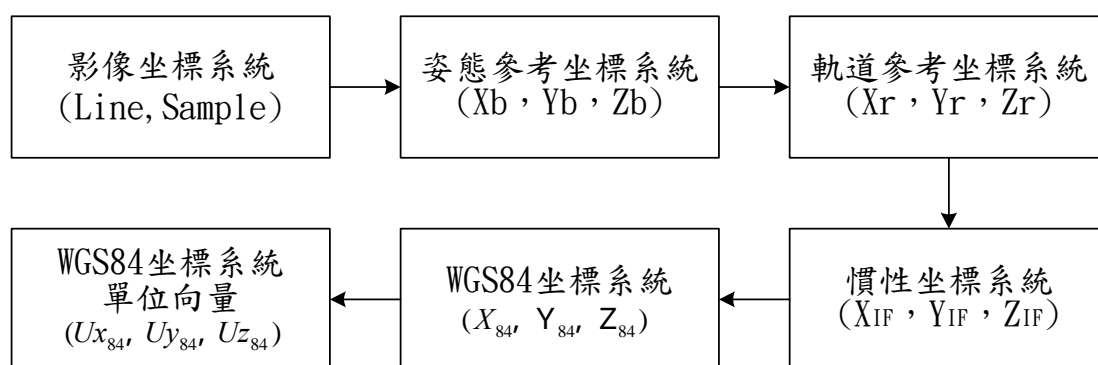


圖 3.9. 像元位置轉換至 WGS84 觀測向量流程圖

3. TWD67 與 WGS84 間之轉換

台灣二度分帶投影坐標系統與 WGS84 地心直角參考坐標系統間之轉換，先由台灣二度分帶投影坐標系統轉換至地理坐標，再將地理坐標轉換為 GRS67 直角坐標系統，經由地球原子之平移量，將 GRS67 直角坐標系統轉換為 WGS84 直角坐標系統[吳怡瑛，2000]。同理亦可將 WGS84 轉換至台灣二度分帶投影坐標系統，轉換步驟如圖 3.10 所示。

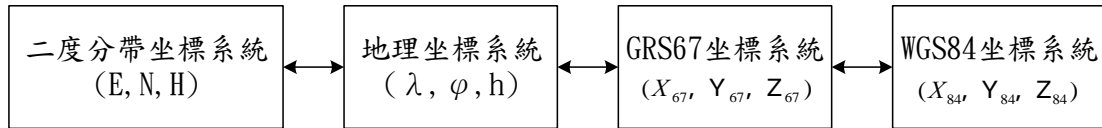


圖 3.10. TWD67 與 WGS84 間之轉換

3.2.2. 衛星軌道修正

完成載體資料計算衛星軌道及觀測向量後，可建立影像空間及衛星方位之關係，由於衛星載體資料有誤差存在，因此必須對衛星方位進行修正。

如圖 3.11.所示， $U_a(U_{ax}, U_{ay}, U_{az})$ 向量為控制點對應之像坐標的觀測向量， (X_0, Y_0, Z_0) 為控制點對應之像坐標的衛星位置，由於載體資料具有誤差存在，觀測向量無法通過其對應之地面控制點，因此使用少量地面控制點配合初始軌道進行初步修正。衛星高度 480 公里且視角僅 1.5 度，在高度很高而視角很小的情況下，衛星位置及姿態將會產生高相關，因此維持衛星觀測方向不變，僅修正衛星位置，利用空間中直線方程式配合地面控制點以最小二乘法求解修正量。EROS A 採非同步方式取樣，衛星取樣時之飛行弧長較長，因此以時間二次多項式描述軌道之修正量。

如圖 3.11.所示，虛線之弧線部份表示修正前之初始軌道，控制點對應觀測向量無法通過控制點，以實線部份表示修正後軌道，在空間中觀測向量不變的情況下，修正軌道位置。

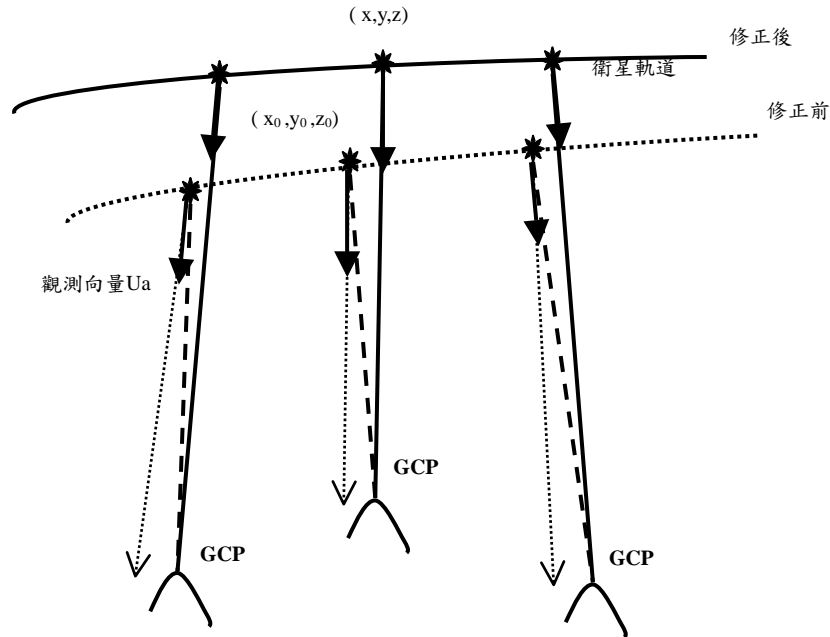


圖 3.11. 衛星軌道修正示意圖

如圖 3.12.所示， (X, Y, Z) 表示為 WGS84 直角坐標系統，虛線之橢圓為衛星之軌道， \vec{P} 為衛星位置與地心所構成之向量， \vec{G} 為地面控制點與地心所構成之向量， \vec{U} 為單位觀測向量， S 為尺度量，地面控制點、衛星軌道位置及觀測方向此三者之關係可使用方程式 3.17 表示。在 WGS84 直角坐標系統中， \vec{P} 、 \vec{G} 及 \vec{U} 各有三個分量，方程式 3.18 為方程式 3.17 以向量分量的方式表示之。

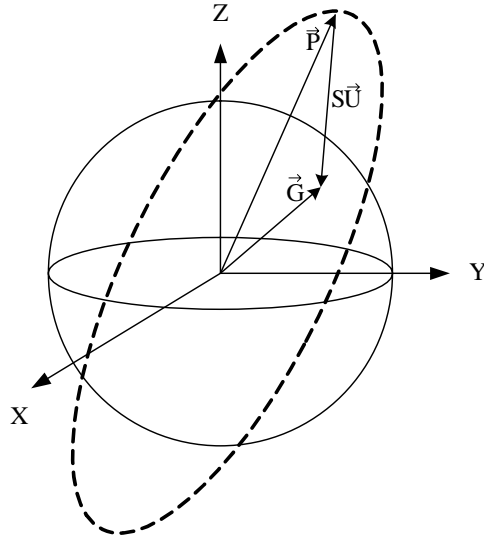


圖 3.12. 空間中直線方程式示意圖

$$\vec{G} = \vec{P} + S\vec{U} \quad (3-17)$$

$$\begin{aligned} X_i &= x(t_i) + S_i u_{xi} \\ Y_i &= y(t_i) + S_i u_{yi} \\ Z_i &= z(t_i) + S_i u_{zi} \end{aligned} \quad (3-18)$$

$$\begin{aligned} x(t) &= x_0 + a_0 + a_1 \cdot t + a_2 \cdot t^2 \\ y(t) &= y_0 + b_0 + b_1 \cdot t + b_2 \cdot t^2 \\ z(t) &= z_0 + c_0 + c_1 \cdot t + c_2 \cdot t^2 \end{aligned} \quad (3-19)$$

其中

X_i, Y_i, Z_i =控制點地面坐標

$x(t_i), y(t_i), z(t_i)$ =修正後衛星位置

u_{xi}, u_{yi}, u_{zi} =控制點所對應觀測向量

x_0, y_0, z_0 =修正前衛星位置

$a_0 \sim c_2$ =未知參數

S_i =尺度量

t =時間

將方程式(3-19)代入方程式(3-18)後，每一控制點可組成三個觀測

方程式：

$$\begin{aligned}
 v_x &= x_0 + a_0 + a_1 \cdot t + a_2 \cdot t^2 + S_i * u_{xi} - X_i \\
 v_y &= y_0 + b_0 + b_1 \cdot t + b_2 \cdot t^2 + S_i * u_{yi} - Y_i \\
 v_z &= z_0 + c_0 + c_1 \cdot t + c_2 \cdot t^2 + S_i * u_{zi} - Z_i
 \end{aligned} \tag{3-20}$$

當控制點點數大於 5 時，則其間接平差觀測方程式如下：

$$V = B \cdot \Delta - C \tag{3-21}$$

以矩陣方式表達以上方程式，

$$\begin{bmatrix} v_{xi} \\ v_{yi} \\ v_{zi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & t & t^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & u_{xi} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & t & t^2 & 0 & 0 & 0 & u_{yi} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & t & t^2 & u_{zi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ a_2 \\ b_0 \\ b_1 \\ b_2 \\ c_0 \\ c_1 \\ c_2 \\ S_i \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} X_i - x_0 \\ Y_i - y_0 \\ Z_i - z_0 \end{bmatrix} \tag{3-22}$$

由最小二乘法，可得未知數解為：

$$\Delta = (B^T \cdot P \cdot B)^{-1} \cdot (B^T \cdot P \cdot C) \tag{3-23}$$

在此考慮每個控制點均為等權，故權矩陣 P 為單位矩陣。

3.2.4. 不同控制點下所使用之修正模式

由於載體資料能提供初始軌道，使用載體資料配合地面控制點進行軌道修正時，對於控制點數量有較大的彈性，在不同控制點點數下，可選擇適當之修正模式進行軌道修正。表 3.4 為不同控制點點數下所配合之模式。

表 3.4. 載體參數修正模式不同控制點點數下所配合之模式

控制點 數目	軌道修正之模式
1	利用光線追蹤法求出系統平移量，做系統平移修正。 $X(t)=X_0+a_0; Y(t)=Y_0+b_0; Z(t)=Z_0+c_0$
2	使用時間零次式，最小二乘法平差，做系統平移修正。 $X(t)=X_0+a_0; Y(t)=Y_0+b_0; Z(t)=Z_0+c_0$
3,4	使用時間一次式，最小二乘法平差修正。 $X(t)=X_0+a_0+a_1*t; Y(t)=Y_0+b_0+b_1*t; Z(t)=Z_0+c_0+c_1*t$
5 以上	使用時間二次式，最小二乘法平差修正。 $X(t)=X_0+a_0+a_1*t+a_2*t^2; Y(t)=Y_0+b_0+b_1*t+b_2*t^2;$ $Z(t)=Z_0+c_0+c_1*t+c_2*t^2$

3.3. 最小二乘軌道精密修正

使用光束法或載體參數修正法可修正軌道整體性之誤差，無法對軌道局部性之誤差進行改正，故以最小二乘過濾法[Mikhail and Ackermann, 1982]進行軌道精密修正。最小二乘過濾法是以一些參考點上的已知參考量為基礎，推算任意點上的內插值。

在此假設軌道位置三維方向獨立不相關，以三個一維之最小二乘過濾模式實施軌道精密修正，以修正局部性之誤差，衛星軌道精密修正使用之最小二乘過濾模式函數如下：

$$\rho_k = v_k^{\rightarrow} [\Sigma_k]^{-1} \varepsilon_k \quad k=x \text{ 或 } y \text{ 或 } z \text{ 三維方向} \quad (3-24)$$

其中 ρ_k 為經最小二乘過濾後待求點於 k 方向上的修正量， v_k^{\rightarrow} 為待求點與每個控制點於 k 方向之協變方， Σ_k 為控制點間在 k 方向之協變方矩陣， $\varepsilon_k^{\rightarrow}$ 為每個控制點在 k 方向上之殘差，控制點之殘差可使用光線追蹤法求得。在最小二乘過濾的計算中，協變方矩陣可由下列三種方式取得：

1. 由理論上的已知協變方函數取得。
2. 由實際的抽樣資料計算協變方估值，以組成協變方矩陣。
3. 由多次協變方估值的經驗中值(Empirical Means)組成協變方矩陣。

由於最小二乘過濾中之協變方矩陣無法由實際之控制點直接計算，因此使用協變方函數去組成協變方矩陣，在此採用一個遞減之高斯函數（如圖 3.13. 所示）進行給定。其形式如下：

$$Covariance = \begin{cases} c e^{-\left(2.146 \frac{d}{d_{max}}\right)^2}, & \text{if } d \neq 0 \\ \mu_k & \text{if } d = 0 \end{cases} \quad (3-25)$$

其中 $c = (1 - r_n) \mu_k$ ， d 為點位間之距離， d_{max} 為點位間之最大距離， μ_k 為控制點地面坐標在 k 方向之殘差變方， r_n 為預設之雜訊變方與觀測量變方之比值，研究中使用 $r_n = 0.1$ ，常數 2.146 表示 $d = d_{max}$ 時，協變函數之值為 $0.01(1 - r_n) \mu_k$ ，距離越遠的控制點其影響量越小 [Chen & Chang, 1998]。

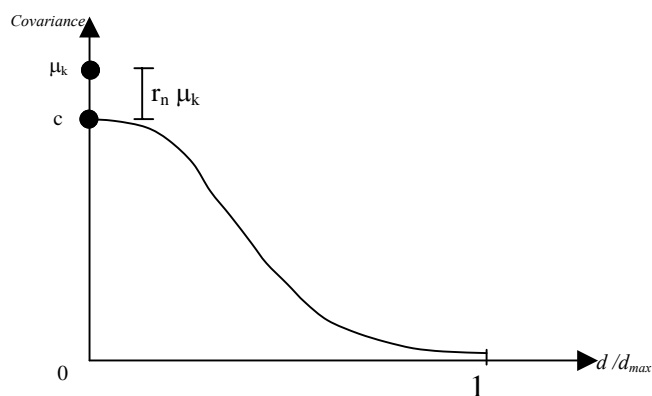


圖 3.13. 最小二乘過濾所使用之協變方函數

第四章 影像正射化

得到精密衛星軌道後，即表示衛星在攝像時刻其所對應之位置及觀測向量皆為已知，即可進行影像正射化。一般而言，影像正射化可分為光線追蹤模式及逆轉換模式。光線追蹤模式[O'Neill and Dowman, 1988]為計算二維像空間坐標所對應之三維物空間坐標，逆轉換模式為計算三維物空間所對應之二維像坐標。由於逆轉換模式較光線追蹤模式而言有較多之優點[Kim et al, 2001]，本研究將使用逆轉換模式進行影像正射化，並提出提升運算效率之方法。研究中將使用載體參數修正法所得之軌道進行影像正射化。

4.1. 逆轉換模式

得到精密衛星軌道及對應數值地型模型後，配合逆轉換模式可建立物空間及像空間之關係。圖 4.1.所示為逆轉換模式之示意圖，在影像所涵蓋之範圍內，令 $\overline{r(t)}$ 向量為地面上任意點位置 A 與衛星在任意時刻 t 之投影中心所構成之觀測向量，而在成像時，當地面上位置 A 之對應像點 a 出現在成像面上時，在此一時刻 $\overline{r(t)}$ 必在成像面上，即此一時刻 t 將使得 $\overline{r(t)}$ 與成像面法向量相垂直，即其內積為零。

在任意時刻 t 時，令 $\overline{r(t)}$ 為地面上任意點位置 A 與衛星在時刻 t 之投影中心所構成之觀測向量， $\overline{n(t)}$ 為垂直於成像面之成像面法向量，定義函數 f(t)為共面函數，表示如下：

$$f(t) = \overrightarrow{r(t)} \bullet \overrightarrow{n(t)} \quad (4-1)$$

在本研究中，使用牛頓迭代法計算非線性函數(4-1)，計算 $f(t)=0$ 時所對應之時間 t ，迭代關係式可表示如下：

$$t_{n+1} = t_n - \frac{f(t_n)}{f'(t_n)} = t_n - \frac{f(t_n)}{[f(t_n + \Delta t) - f(t_n - \Delta t)]/2\Delta t} \quad (4-2)$$

其中 n 為迭代數次， Δt 則設定為每條掃描線取樣時間，在本研究中當 $|t_n - t_{n+1}| < 0.1\text{msec}$ ，則視為收斂。

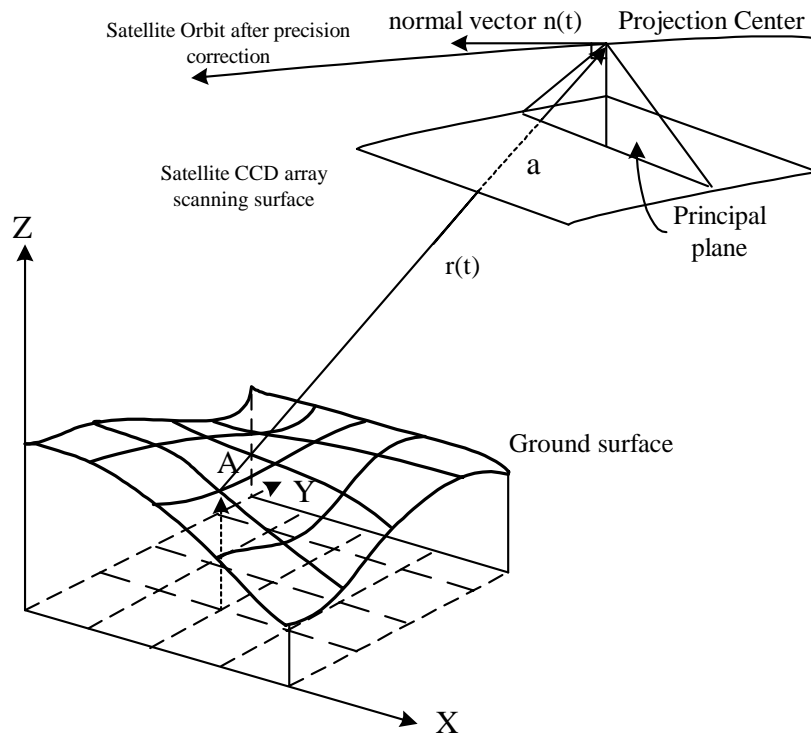


圖 4.1. 逆轉換模式示意圖

當求解到時間 t 後，即能決定像坐標之成像面，其所對應於平行飛行方向上之像坐標為：

$$\text{Line} = (t - t_0) / \Delta t \quad (4-3)$$

其中 t 為成像時間， t_0 為第一條掃描線之成像時間， Δt 為每條掃

描線取樣時間間隔。

已知時間 t 所對應之成像面，垂直飛行方向上之像坐標，即可由觀測向量 $\vec{r}(t)$ 與第一個 CCD 的觀測向量求得，如圖 4.2 所示， \vec{V}_f 為第一個 CCD 對應之觀測向量， \vec{V}_l 為最後一個 CCD 對應之觀測向量，使用向量內積可求得 $\vec{r}(t)$ 和 \vec{V}_f 間之夾角 s ，FOV 為衛星之視角，7043 為每一列掃描線之像元數，垂直飛行方向上之像坐標為：

$$\text{Sample} = (s / \text{FOV}) * 7043 \quad (4-4)$$

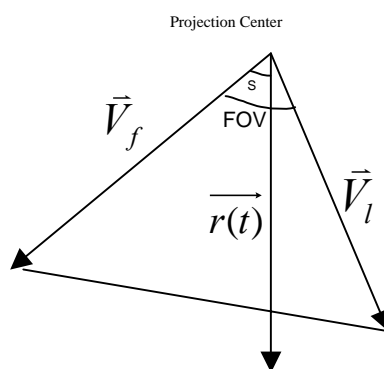


圖 4.2. 計算衛星像坐標之示意圖

4.2. 影像重新取樣

經由逆轉換模式所得像坐標並非整數像元，故需要進行重新取樣，以取得非整數值的灰度值。本研究中使用 Cubic Convolution [Richards, 1986] 進行灰度值內插，沿著網格化之地面坐標以前述方法運算，最後可得所需地面範圍之正射影像。

4.3. 提升影像正射化效率

使用逆轉換模式逐點進行影像正射化之運算效率不佳，為提升影像正射化之效率，本研究中，假設地表在小範圍內地形起伏很小，地形所造成的高差移位量在小區域內，可視為線性之變化，這是因為衛星飛行高度較高且 FOV 較小，使到高差移位的方向會有很高的一致性，因此採網格化方式將影像分成區塊處理，逐區進行影像正射化，以提升運算效率[SPOT,2002]。圖 4.3 為提升影像正射化效率之示意圖，如圖所示，可在物空間尋找高度最高及最低點，分別求得最高區及最低區轉換至像空間的參數，並分為許多小區塊進行處理，在區塊內某一高度即可內插出相對應像空間位置。區塊逆轉換模式計算進行過程，詳述如下：

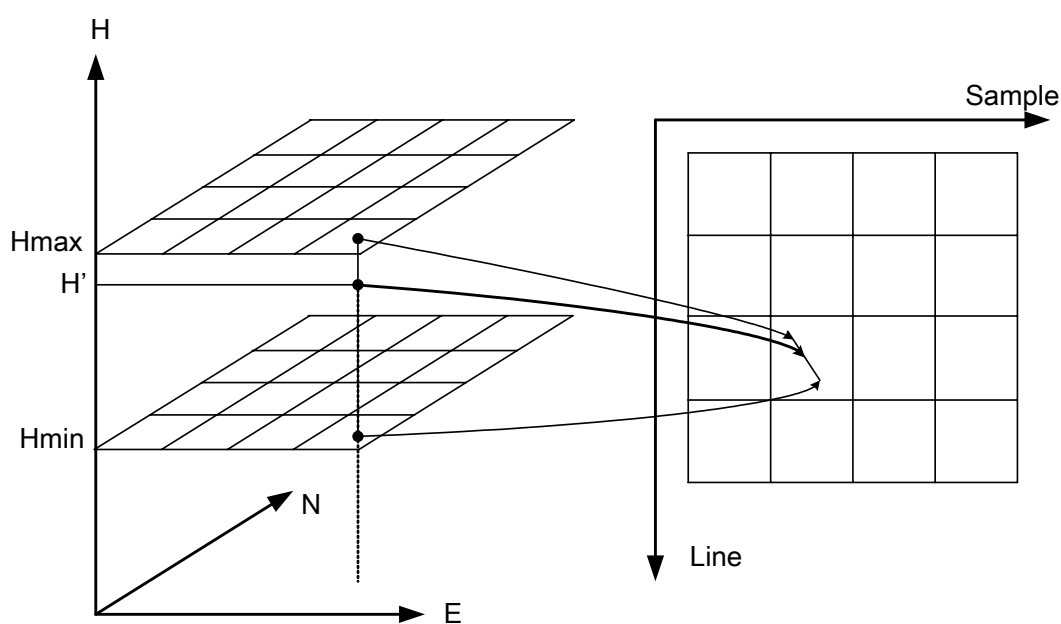
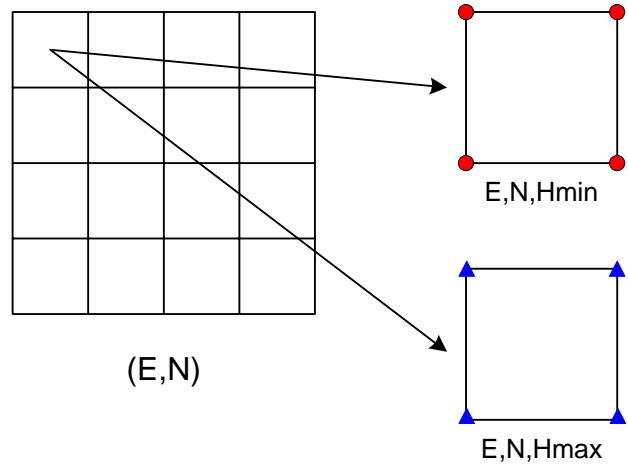


圖 4.3. 提升影像正射化效率之示意圖

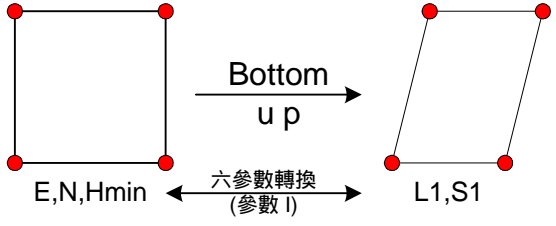
- 1.如圖 4.4(a)所示，將影像正射化地面範圍分成網格化區塊，並在每一小區塊的 DTM 內搜尋高度最大值 H_{\max} 及高度最小值 H_{\min} 。
- 2.如圖 4.4(b)所示，針對小區塊四個角點之坐標值及高度最小值 (E,N,H_{\min}) 進行逆轉換模式求得影像坐標 $(L1,S1)$ ，可得小區塊四個角點物空間對應之像坐標，如圖 4.4(b)中圓型點所示，並利用六參數轉換建立影像坐標 $(L1,S1)$ 與地面坐標 (E,N) 之關係，得轉換參數一。
- 3.如圖 4.4(c)所示，如步驟二可利用小區塊四個角點之坐標值及高度最大值 (E,N,H_{\max}) ，求得影像坐標 $(L2,S2)$ 與地面坐標 (E,N) 之關係，如圖 4.4(c)中之三角形點所示，得轉換參數二。
- 4.如圖 4.4(d)所示，在同一小區塊內，給定一個地面點 (E,N) 可利用轉換參數一得高度最小值 H_{\min} 所對應之影像坐標 $(L1,S1)$ ，同樣一個地面點 (E,N) 可利用轉換參數二得高度最大值 H_{\max} 所對應之影像坐標 $(L2,S2)$ ，於 DTM 中可內插地面點 (E,N) 之高度 H' ，以高度值為權進行內插，可得地面點 (E,N) 所對應之影像坐標 (L,S) 。

經由上述步驟可得任一小區塊內地地面點所對應之像坐標，逐區進行影像正射，可提升運算效率。

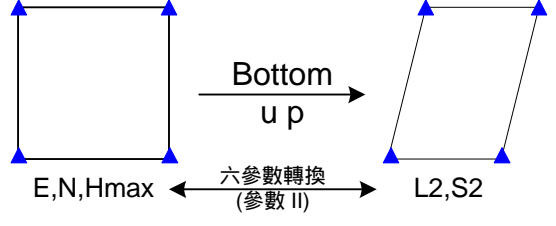
在影像邊界區，於區塊四個角點中，若其中兩個地面點無法取得對應像坐標時，將無法求取六參數轉換係數，因此使用鄰近網格之轉換參數做為該區塊之轉換參數，以內插像坐標位置。



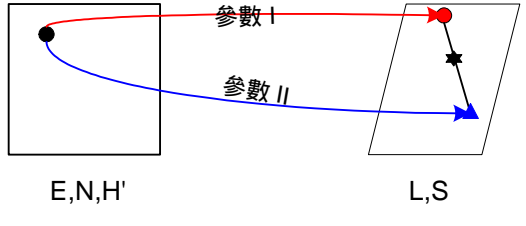
(a)



(b)



(c)



(d)

圖 4.4. 提升影像正射化效率之示意圖

第五章 實驗結果及分析

實驗程序可分為兩大部份，即軌道修正精度評估與影像正射化精度評估兩部份。軌道修正精度評估中將分別建立光束法平差模式與載體參數修正模式進行測試，影像正射化精度評估中，將以逆轉換模式進行影像正射化之測試，並且比較逐點逆轉換模式及網格區塊逆轉換模式兩者，就運算效率及定位精度來討論。整理實驗程序如表 5.1.所示。

表 5.1. 實驗程序總表

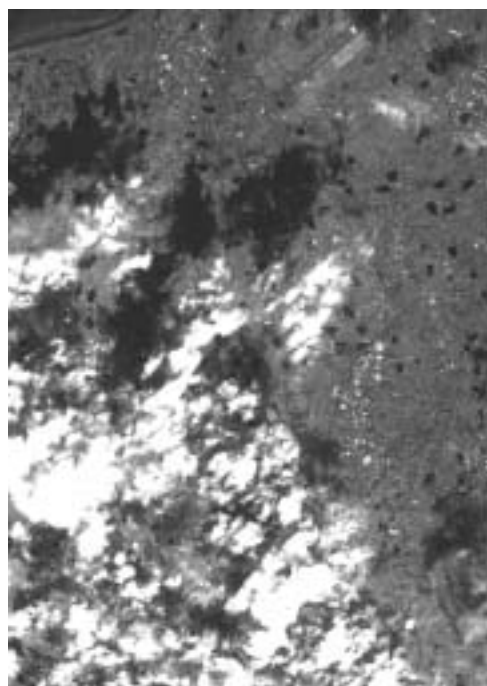
軌道修正		影像正射化
光束法平差模式	載體參數修正模式	逆轉換模式
最佳控制點點數之測試	最佳控制點點數之測試	逆轉換模式精度評估
光束法平差模式精度評估	載體參數修正模式精度評估	逆轉換模式及區塊逆轉換模式定位精度之比較
		逆轉換模式及區塊逆轉換模式運算效率之比較

5.1. 實驗資料

在實驗中所使用的測試資料分別為桃園及高雄之影像，其任務編號為 MBT1-e1001493 及 TAW1-e1019903，取樣時間分別為 2000 年 12 月 15 日及 2001 年 4 月 15 日，其飛行弧長比分別為 15:1 及 13:1，影像如圖 5.1(a)及 5.1(c)所示。其他測試影像基本資料如表 5.2.所示。

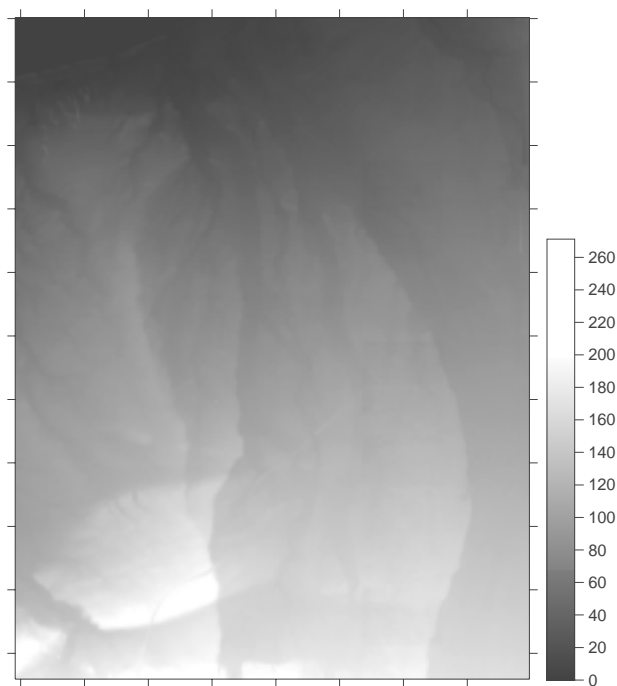
測試中使用農委會提供，由臺灣省林務局農林航空測量所製作之 40 公尺解析力數值地形模型(DTM)，兩組測試資料所對應之 DTM 如

圖 5.1(b)及 5.1(d)所示，桃園測試影像之地形起伏為 0 到 260 公尺，高雄測試影像之地形起伏為 0 到 340 公尺，影像正射時使用雙線性內插模式對 DTM 進行內插。



©ImageSat International 2000

(a) 測試影像一

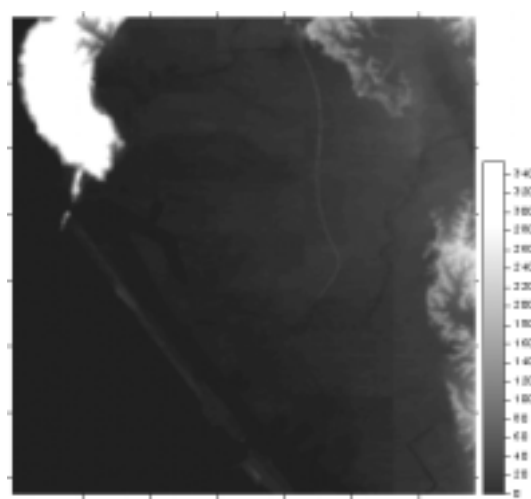


(b) 測試影像一所對應 DTM



©ImageSat International 2001

(c) 測試影像二



(d) 測試影像二所對應 DTM

圖 5.1. 測試影像及其所對應 DTM

表 5.2. 測試影像相關參數

	測試影像一	測試影像二
編號	MBT1-e1001493	TAW1-e1019903
地點	Tao Yuan , Taiwan	KaoHsiung , Taiwan
日期	2000/12/15	2001/04/15
取樣間隔(msec)	3.9	3.7
底點解析度(m)	2.10	1.90
測區大小(km*km)	14.79 *20.96	13.38 * 12.48
影像大小(pixel*pixel)	7043*9981	7043* 6572
入射角(deg)	18	11.60
成像軌道長度(km)	300	170
飛行弧長比	15:1	13:1

測試中地面控制點及檢核點之取得分成兩種方式，桃園測區之控制點及檢核點皆由 GPS 現場測量取得，使用差分定位其定位精度為公分等級，共量得控制點及檢核點 52 個。高雄測區之控制點及檢核點則由高雄市一千份之一地形圖測量取得，其平面坐標精度為 30cm，高度坐標精度為 50cm，共量得控制點及檢核點 53 個。

5.2. 軌道修正之精度評估

使用以上兩組測試區，分別就研究中所使用之光束法平差模式及載體參數修正模式進行精度評估，分述如下。

5.2.1. 光束法平差模式

在光束法平差中，方位參數之近似值依 3.1.3 所述，由載體資料中計算而得，本研究中使用時間二次多項式描述軌道位置，並以時間三次多項式描述衛星姿態，共計有 21 個參數，加上掃描方向之尺度附加參數，總共有 22 個參數，參數間必定存在有高相關性者，因此使用加權方式來約制某些高相關之係數。各觀測量權之釐定則分別視其形式或特性，以先驗中誤差方式給定，例如對影像坐標給予一個像元之先驗中誤差，位置平移參數給予 200 米之先驗中誤差，位置高階項則給予較小之先驗中誤差，姿態旋轉角零次項參數給予 0.1 度之先驗中誤差，姿態旋轉角高階項則給予較小之先驗中誤差。

5.2.1.1. 最佳控制點點數

圖 5.2. 為測試區一在不同控制點點數下，檢核點均方根誤差之曲線圖，橫軸為控制點點數，縱軸為檢核點均方根誤差，由圖可知，當控制點點數為 20 個時，檢核點均方根誤差已趨近穩定，表 5.3. 為每一組控制點下檢核點在兩方向之均方根誤差。

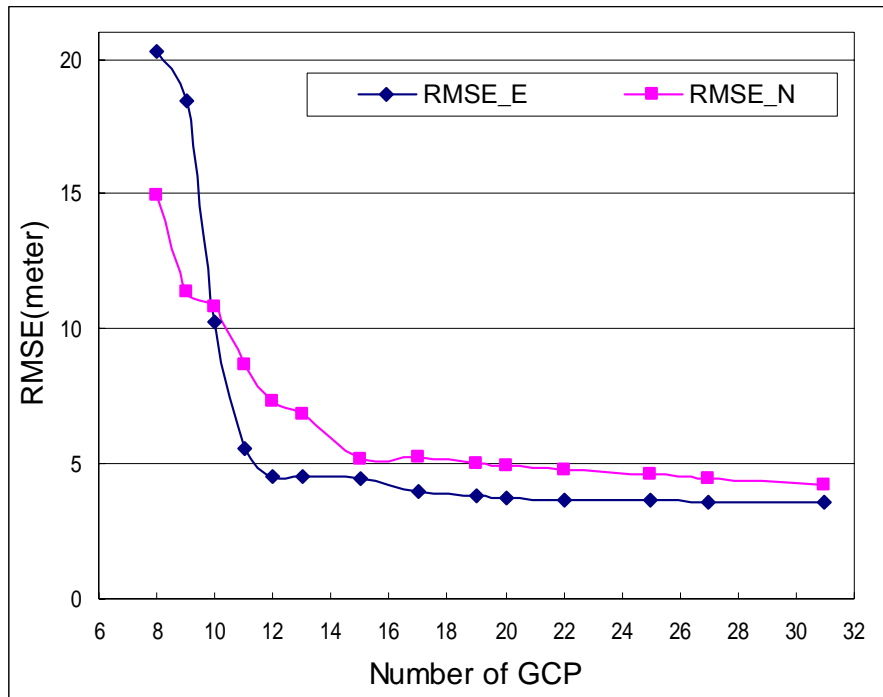


圖 5.2. 檢核點在不同控制點點數下之均方根誤差 (測試區一)

表 5.3. 光束法平差模式檢核點在不同控制點點數下之均方根誤差(測試區一)

No. of GCPs	RMSE E (m)	RMSE N (m)	No. of GCPs	RMSE E (m)	RMSE N (m)
7	58.59	204.23	17	3.98	5.24
8	20.30	14.98	19	3.83	5.01
9	18.49	11.34	20	3.73	4.96
10	10.29	10.82	22	3.62	4.75
11	5.58	8.68	25	3.68	4.65
12	4.57	7.33	27	3.60	4.46
13	4.53	6.87	31	3.55	4.25
15	4.48	5.14			

圖 5.3.為測試區二在不同控制點點數下，檢核點均方根誤差之曲線圖，橫軸為控制點點數，縱軸為檢核點均方根誤差，由圖可知，當控制點點數為 20 個時，檢核點均方根誤差已趨近穩定，表 5.4.為每一組控制點下檢核點在兩方向之均方根誤差。

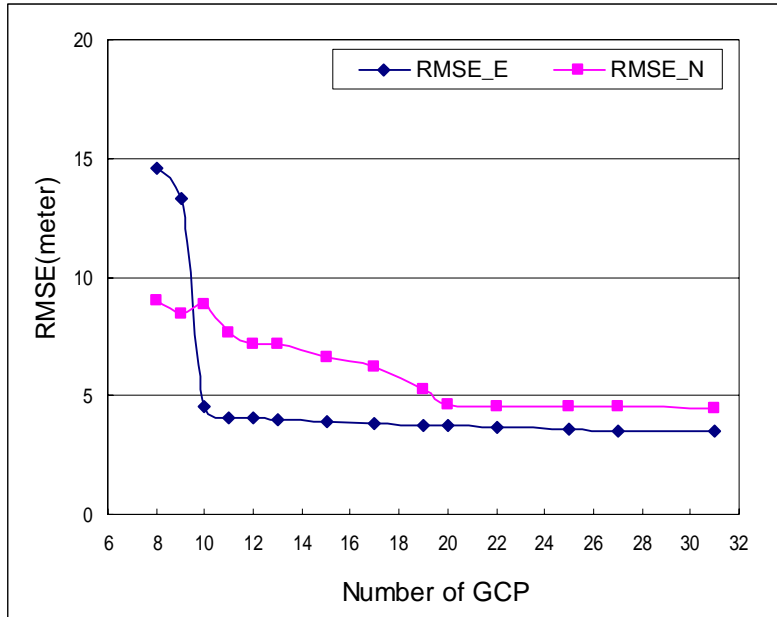


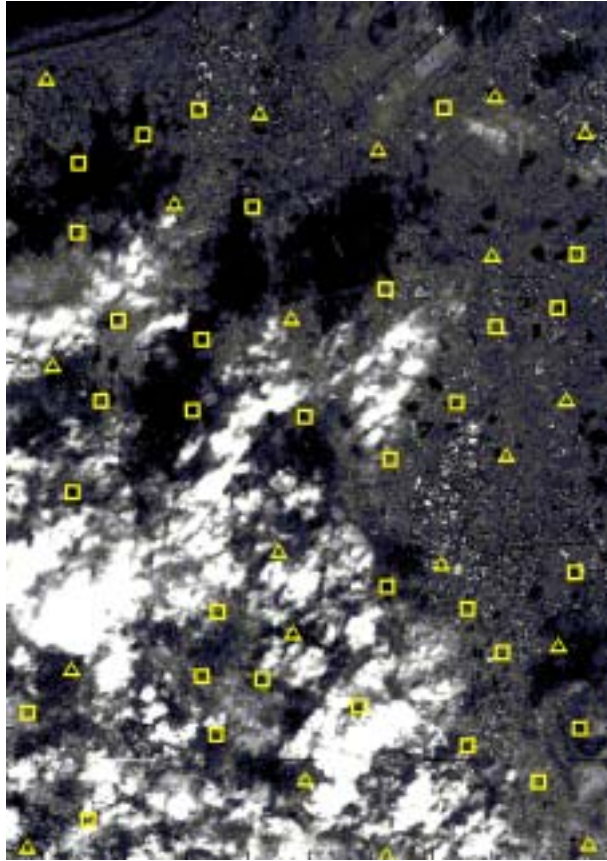
圖 5.3. 檢核點在不同控制點點數下之均方根誤差 (測試區二)

表 5.4. 光束法平差模式檢核點在不同控制點點數下之均方根誤差(測試區二)

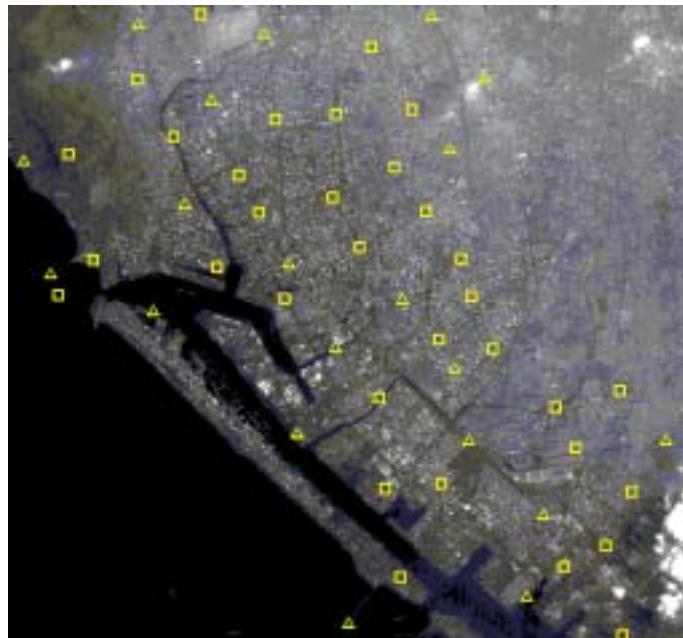
No. of GCPs	RMSE E (m)	RMSE N (m)	No. of GCPs	RMSE E (m)	RMSE N (m)
7	28.27	200.36	17	3.83	6.22
8	14.58	8.97	19	3.78	5.25
9	13.32	8.48	20	3.76	4.66
10	4.50	8.87	22	3.64	4.57
11	4.09	7.63	25	3.57	4.56
12	4.04	7.21	27	3.52	4.55
13	4.01	7.17	31	3.49	4.44
15	3.90	6.64			

5.2.1.2. 精度評估

於光束法平差模式中，兩組測試區之控制點及檢核點分佈如圖 5.4. 所示，圖中以三角形標示者為控制點位置，以方形標示者為檢核點位置，測試區一共使用 20 個控制點及 32 個檢核點，測試區二共使用 20 個控制點及 33 個檢核點。



(a)測試區一

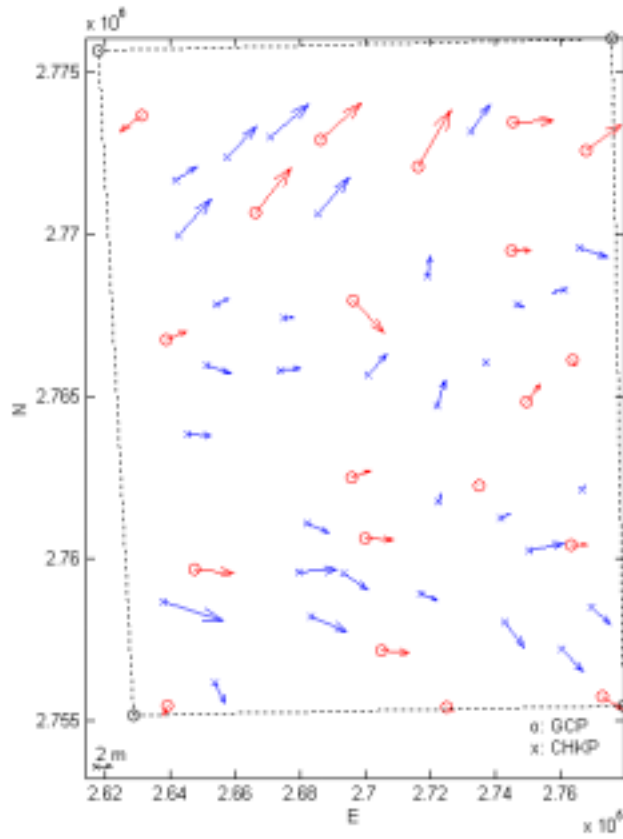


(b)測試區二

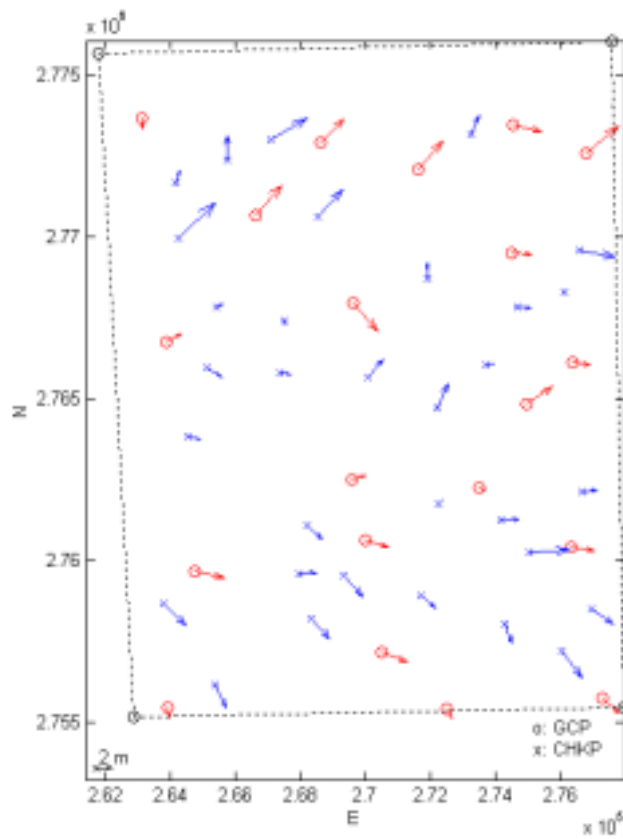
圖 5.4. 光束法平差模式控制點及檢核點之分佈

經過光束法平差模式後，進行光線追蹤(Ray Tracing)，求出像坐標所對應地面坐標，以檢核軌道修正之誤差，此時測試區一及測試區二之誤差向量圖繪製如圖 5.5.所示。誤差向量圖繪製於台灣二度分帶投影坐標系統中，橫軸為東西方向，縱軸為南北方向，虛線範圍是測試區範圍，圓形標示者為控制點誤差向量，以十字標示者為檢核點誤差向量。圖 5.5(a)及圖 5.5(c)為使用光束法平差，但未使用最小二乘過濾修正。圖 5.5(b)及圖 5.5(d)為使用光束法平差後，再使用最小二乘過濾修正之誤差向量圖。

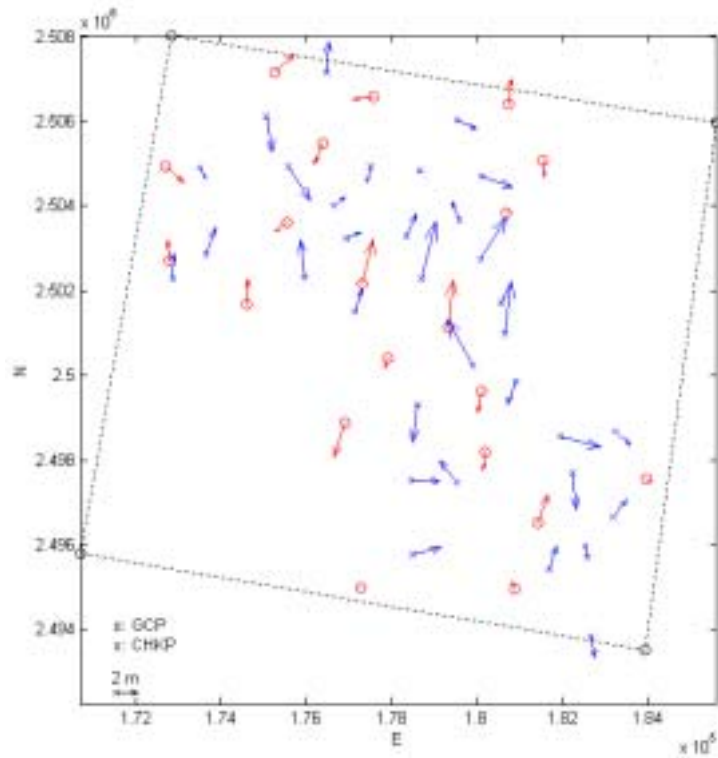
測試區一在經過光束法平差，未經最小二乘過濾修正前，檢核點在兩方向之均方根誤差為 3.97 公尺及 5.13 公尺，經過最小二乘過濾修正後，檢核點在兩方向之均方根誤差為 3.73 公尺及 4.96 公尺。測試區二在經過光束法平差，未經最小二乘過濾修正前，檢核點在兩方向之均方根誤差為 3.88 公尺及 5.11 公尺，經過最小二乘過濾修正後，檢核點在兩方向之均方根誤差為 3.76 公尺及 4.66 公尺，以上兩組測試區均方根誤約在 2.5 個像元以內。整理光束法軌道修正成果如表 5.5. 所示。



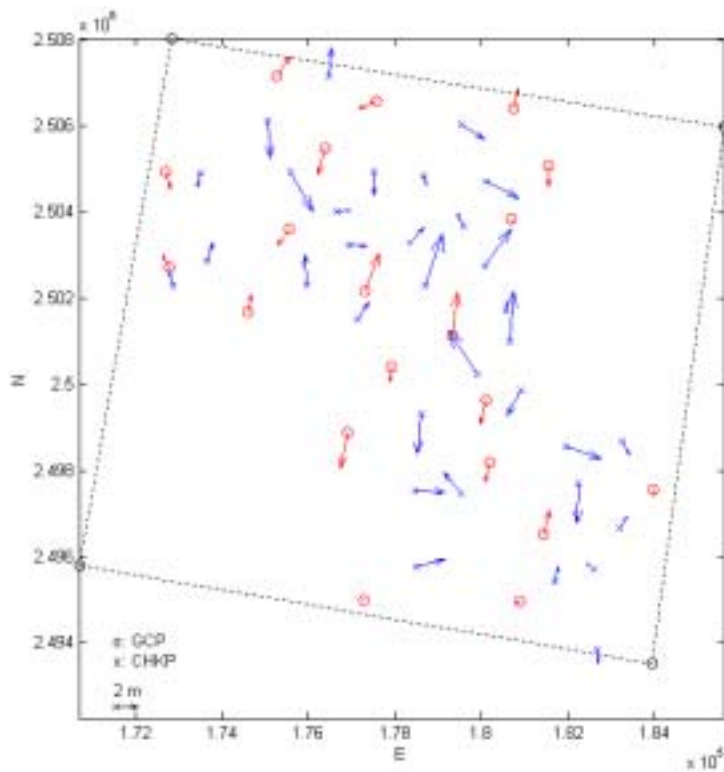
(a) 測試區一光束法平差最小二乘過濾前之誤差向量圖



(b) 測試區一光束法平差最小二乘過濾後之誤差向量圖



(c) 測試區二光束法平差最小二乘過濾前之誤差向量圖



(d) 測試區二光束法平差最小二乘過濾後之誤差向量圖

圖 5.5. 光束法平差模式誤差向量圖

表 5.5. 光束法平差模式控制點及檢核點均方根誤差

	最小二乘過濾前		最小二乘過濾後	
Unit: meter	RMSE E	RMSE N	RMSE E	RMSE N
測試區一				
控制點(20 個)	3.75	5.31	2.62	4.74
檢核點(32 個)	3.97	5.13	3.73	4.96
測試區二				
控制點(20 個)	3.44	5.08	2.10	4.69
檢核點(33 個)	3.88	5.11	3.76	4.66

5.2.2. 載體參數修正模式

如前節所述，建立載體資料與各相關坐標系統間之轉換模式，配合少量地面控制點對衛星軌道進行初步修正，使用最小二乘過濾進行精密修正，以重建衛星觀測時之方位，最後以光線追蹤法進行定位之檢核。

5.2.2.1. 最佳控制點點數

利用 4.2.3.所述之方法，在不同控制點點數下配合其適當之模式，對影像進行軌道修正，圖 5.6.為測試區一在不同控制點點數下，檢核點之均方根誤差之曲線圖。由圖可知，當控制點點數為 9 個時，檢核點均方根誤差已趨近穩定，表 5.6.為每一組控制點下檢核點之均方根誤差。

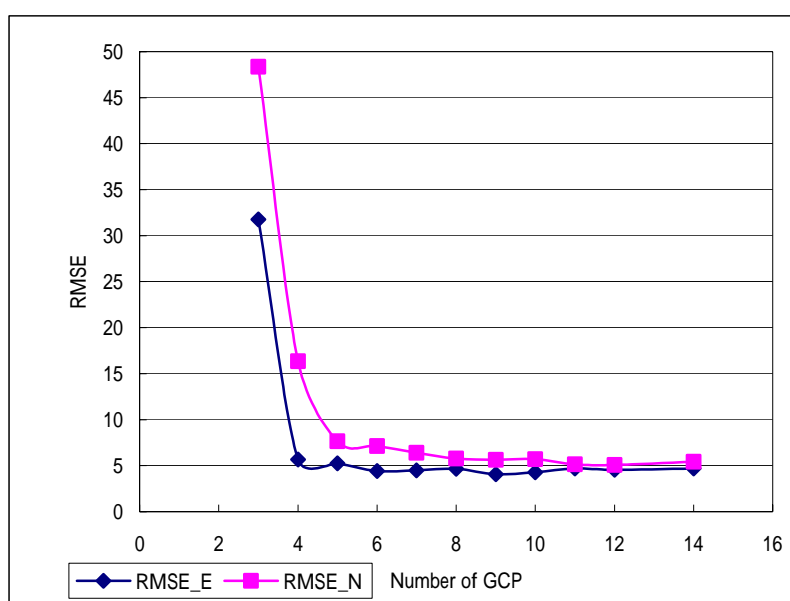


圖 5.6. 檢核點在不同控制點點數下之均方根誤差 (測試區一)

表 5.6. 載體參數修正模式檢核點在不同控制點點數下之均方根誤差(測試區一)

No. of GCPs	RMSE E (m)	RMSE N (m)	No. of GCPs	RMSE E (m)	RMSE N (m)
1	126.62	124.54	8	4.66	5.76
2	84.49	105.54	9	4.07	5.62
3	31.78	48.36	10	4.27	5.72
4	5.67	16.37	11	4.69	5.14
5	5.25	7.64	12	4.56	5.09
6	4.43	7.15	14	4.68	5.42
7	4.48	6.39			

圖 5.7. 為測試區二在不同控制點點數下，檢核點之均方根誤差之曲線圖。由圖可知，當控制點點數為 9 個時，檢核點均方根誤差已趨近穩定，表 5.7. 為每一組控制點下檢核點之均方根誤差。

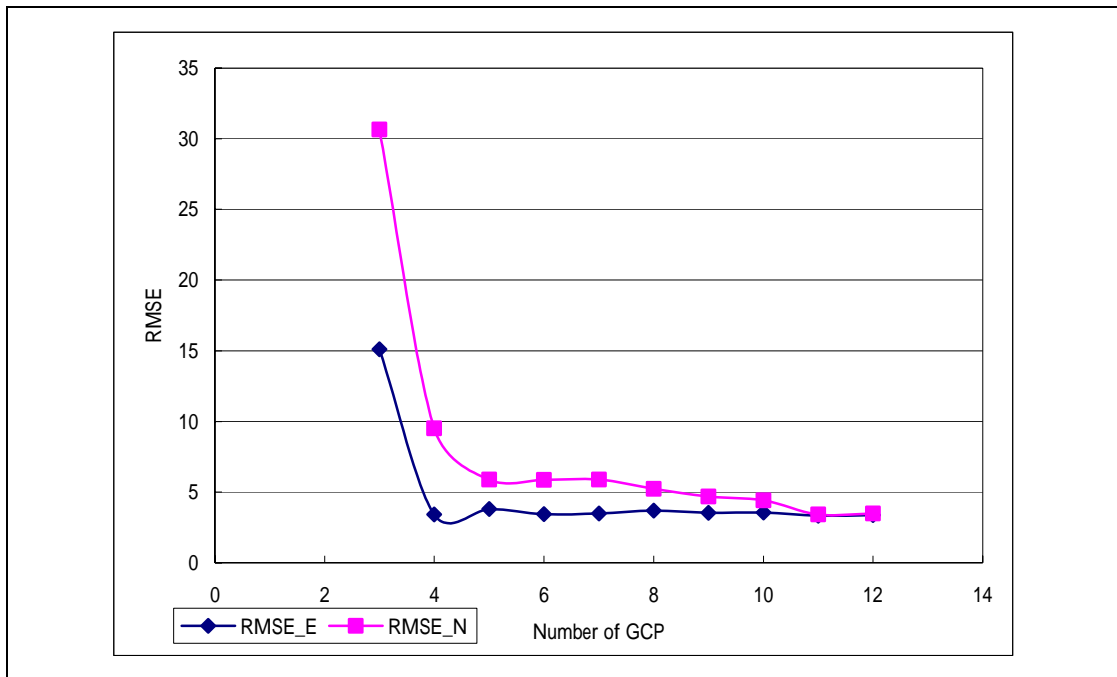


圖 5.7. 檢核點在不同控制點點數下之均方根誤差 (測試區二)

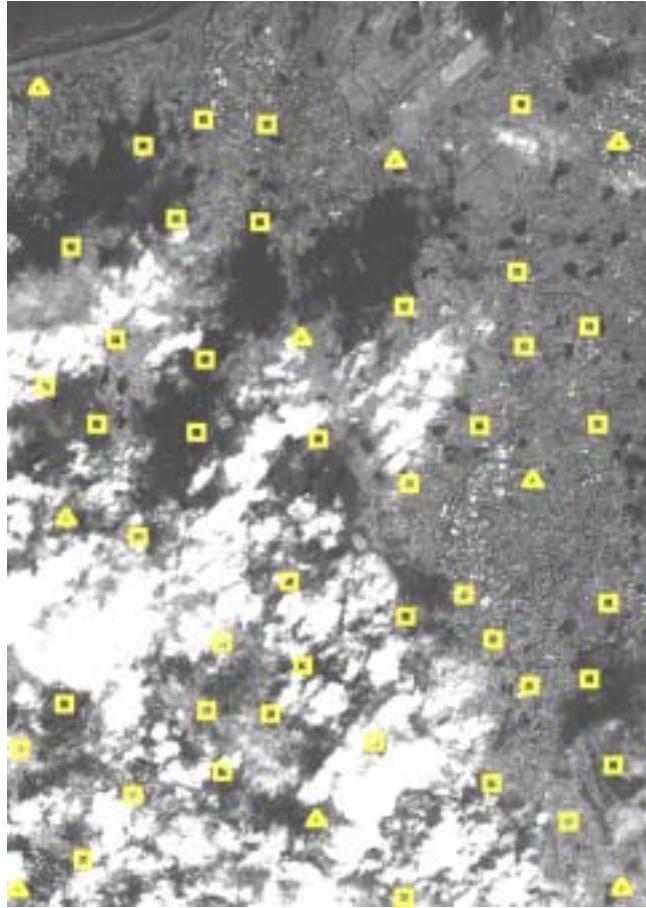
表 5.7. 載體參數修正模式檢核點在不同控制點點數下之均方根誤差(測試區二)

No. of GCPs	RMSE E (m)	RMSE N (m)	No. of GCPs	RMSE E (m)	RMSE N (m)
1	22.17	37.85	7	3.48	5.90
2	10.96	32.31	8	3.70	5.24
3	15.11	30.64	9	3.53	4.70
4	3.41	9.51	10	3.55	4.42
5	3.80	5.90	11	3.34	3.43
6	3.45	5.86	12	3.38	3.50

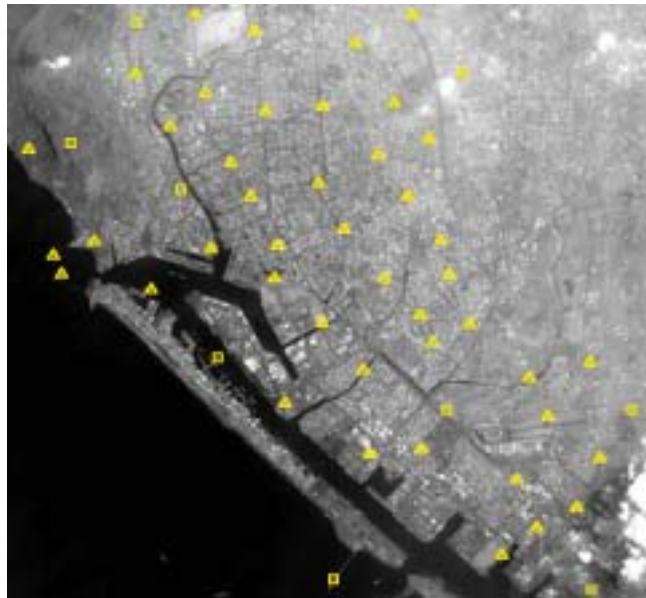
5.2.2.2. 精度評估

經過軌道修正後之衛星軌道進行光線追蹤，求解出衛星觀測向量與地面之交點，以檢核軌道之誤差，控制點及檢核點之分佈如圖 5.8. 所示。圖中三角形所示為控制點之位置，正方形所示為檢核點之位置。圖 5.9. 為控制點及檢核點誤差向量圖，由圖 5.9.(a) 及 5.9.(c) 可知，初步軌道修正過後仍有明顯的系統性存在，經過精密軌道修正後，如圖 5.9.(b) 及 5.9.(d) 可知，明顯的系統性誤差已被過濾消除。

整理實驗結果如表 5.8. 所示，測試區一在控制點點數為 9 個時，利用最小二乘初步軌道修正其檢核點之均方根誤差分別為 5.53 米及 42.89 米，在使用最小二乘過濾精密軌道修正後，在飛行弧長比約為 15:1 時，檢核點之均方根誤差分別為 4.87 米及 5.16 米。測試區二在經過精密軌道修正後，其檢核點均方根誤差在兩軸方向為 3.34 米及 4.47 米。

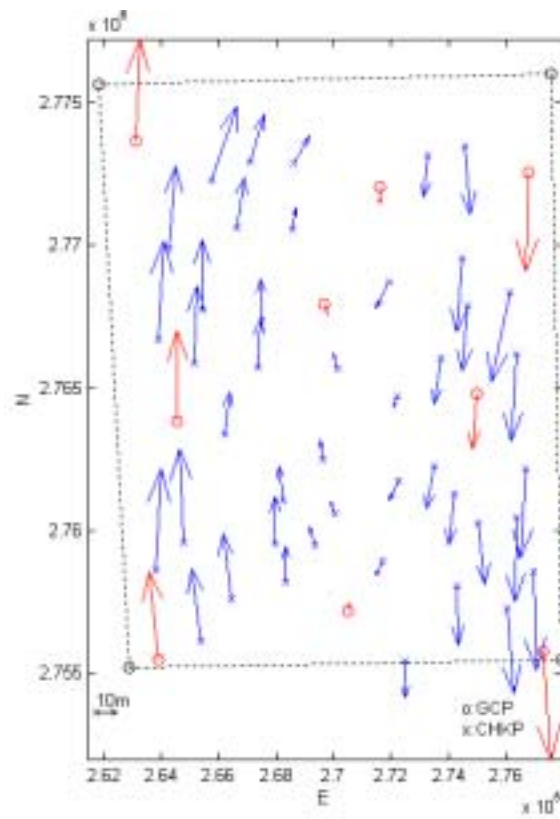


(a)測試區一

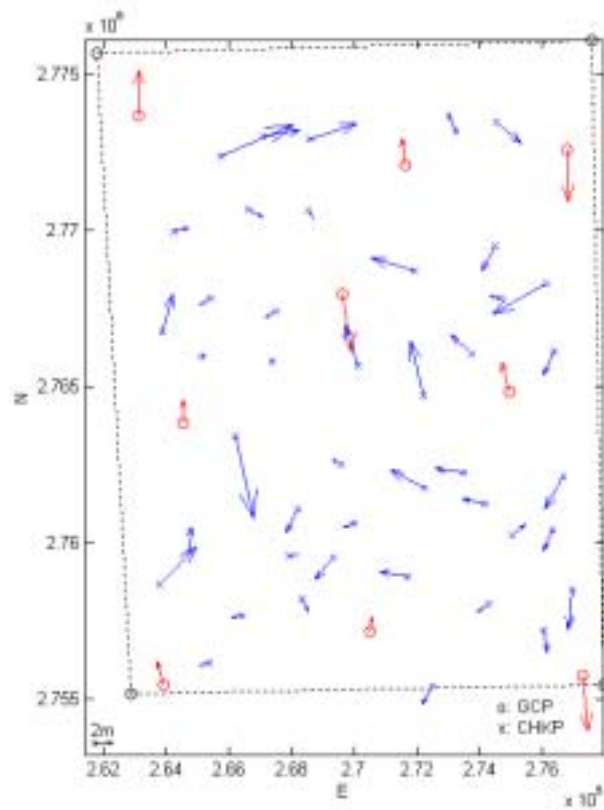


(b)測試區二

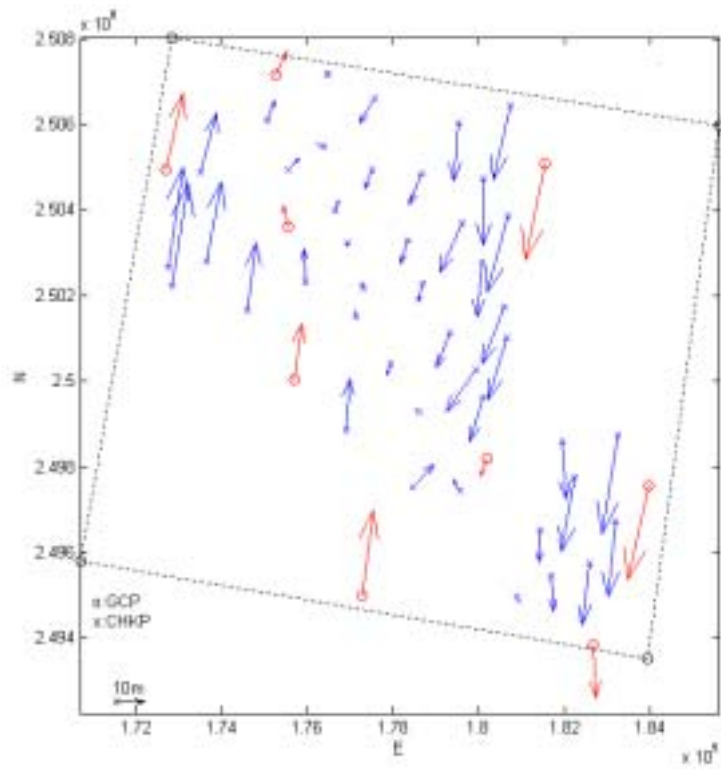
圖 5.8. 載體參數修正法控制點及檢核點分佈圖



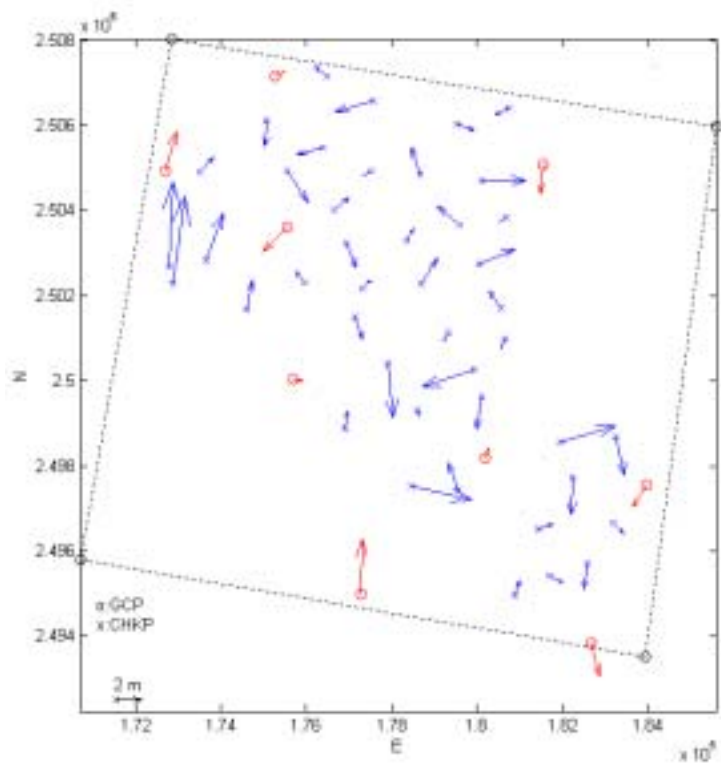
(a)測區一軌道初步修正之誤差向量圖



(b)測區一軌道精密修正之誤差向量圖



(c)測區二軌道初步修正之誤差向量圖



(d)測區二軌道精密修正之誤差向量圖

圖 5.9. 載體參數修正法誤差向量圖

表 5.8. 載體參數修正模式控制點及檢核點均方根誤差

	初步軌道修正		精密軌道修正	
Unit: meter	RMSE E	RMSE N	RMSE E	RMSE N
測試區一				
控制點(9 個)	3.37	53.33	0.75	6.27
檢核點(43 個)	5.53	42.89	4.87	5.16
測試區二				
控制點(9 個)	6.17	30.47	1.47	2.72
檢核點(44 個)	5.63	23.57	3.34	4.47

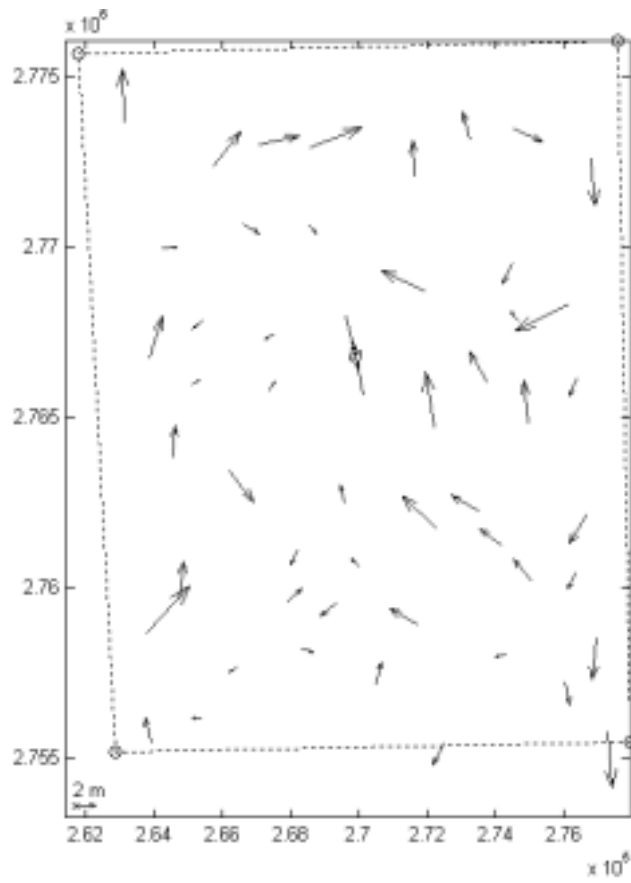
EROS A 衛星影像之飛行弧長比越大，其幾何性會越差，研究中所使用之測試影像其飛行弧長比皆大於 13:1，即地面取樣 2 米時物空間之飛行弧長為 26 米。由以上之成果可看出，EROS A 在其飛行弧長比大於 13:1 時，應用本研究所提出之方法，在經過最小二乘過濾修正後其均方根誤差可達 2.5 個像元。

5.3. 影像正射化之精度評估

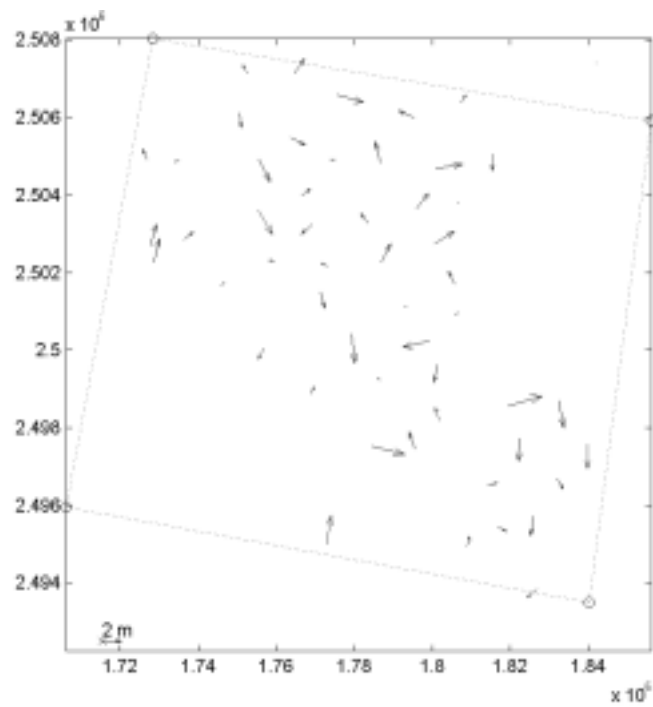
影像正射化之測試分為兩個部份，第一部份以逆轉換模式進行影像正射化的測試，使用人工方式直接對正射影像加以檢核，以測試正射影像之品質；第二部份為比較逐點逆轉換模式及網格區塊逆轉換模式，就運算效率及定位精度來討論。

影像正射化誤差向量圖如圖 5.10 所示，使用逆轉換模式進行影像正射，測試區一之點位均方根誤差在兩方向為 4.53 及 5.65 公尺，測試區二之點位均方根誤差在兩方向為 3.13 及 3.74 公尺，由於人工方式重新量測會有量測誤差，導致軌道修正與影像正射化結果有半個像元的差異。

正射化影像如圖 5.11 所示，圖 5.11(a)為測試區一之正射影像，正射影像左右兩側有些許內凹的現象，這是因為在非同步取樣之飛行弧長比為 15:1 時，衛星飛行 300 公里之地面取樣為長度約 20 公里，開始時衛星相對於垂線往前掃描，逐列更改掃描方向，最後以相對垂線往後掃描結束取樣。圖 5.11(b)為測試區二之正射影像，由於地面取樣長度較短，衛星開始掃描及結束掃描之入射角變化較小，且飛行弧長比較小，故影像左右兩側內凹的現象並不明顯。



(a) 測試影像一

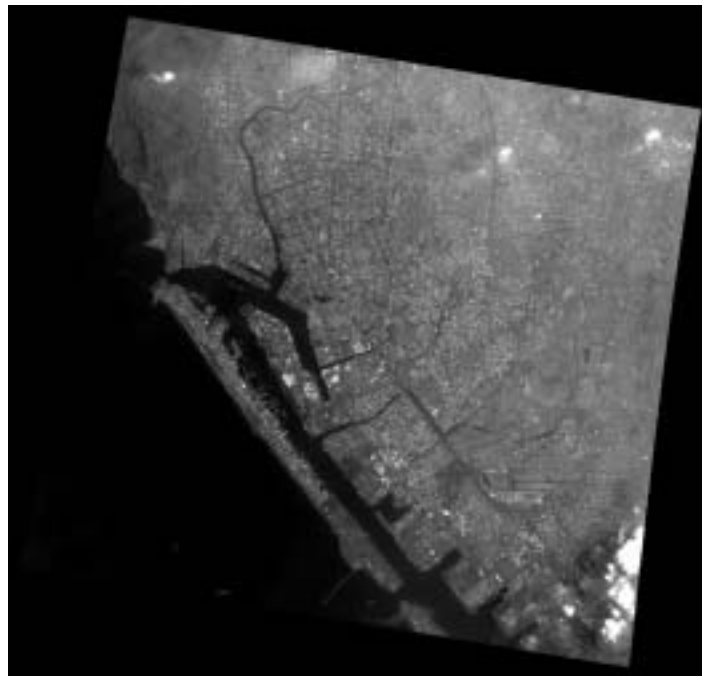


(b) 測試影像二

圖 5.10. 影像正射化之誤差向量圖



(a)測試影像一之正射影像



(b)測試影像二之正射影像

圖 5.11. 正射影像

表 5.9 所示為逐點逆轉換模式與區塊逆轉換模式定位精度之比較，以測試影像一進行測試，使用逐點逆轉換模式可直接得到檢核點於像坐標之誤差，區塊逆轉換模式則必須判斷檢核點位於那一區塊，並利用該區塊參數轉換，才能得到檢核點於像坐標之誤差。逐點逆轉換模式其像坐標均方根誤差為 2.02 及 2.54 像元，在網格區塊小於 100*100 時，區塊逆轉換模式檢核點均方根誤與逐點逆轉換模式之成果僅相差半個像元之精度，此時逐點逆轉換模式與逐塊逆轉換模式之定位精度比較繪製如圖 5.12 所示，橫軸為網格區塊大小，縱軸為檢核點於像坐標之均方根誤差。

表 5.9. 逐點逆轉換模式與區塊逆轉換模式定位精度之比較

網格大小(pixel*pixel)	RMSE_Sample(pixel)	RMSE_Line(pixel)
逐點逆轉換	2.02	2.54
20*20	2.45	2.86
40*40	2.67	3.06
80*80	2.67	3.09
100*100	2.77	3.18
200*200	2.79	3.25
300*300	2.83	3.26
400*400	2.84	3.28
500*500	2.87	3.30
600*600	2.87	3.30
700*700	3.04	3.32
800*800	3.05	3.35
900*900	3.17	3.47
1000*1000	3.23	3.81

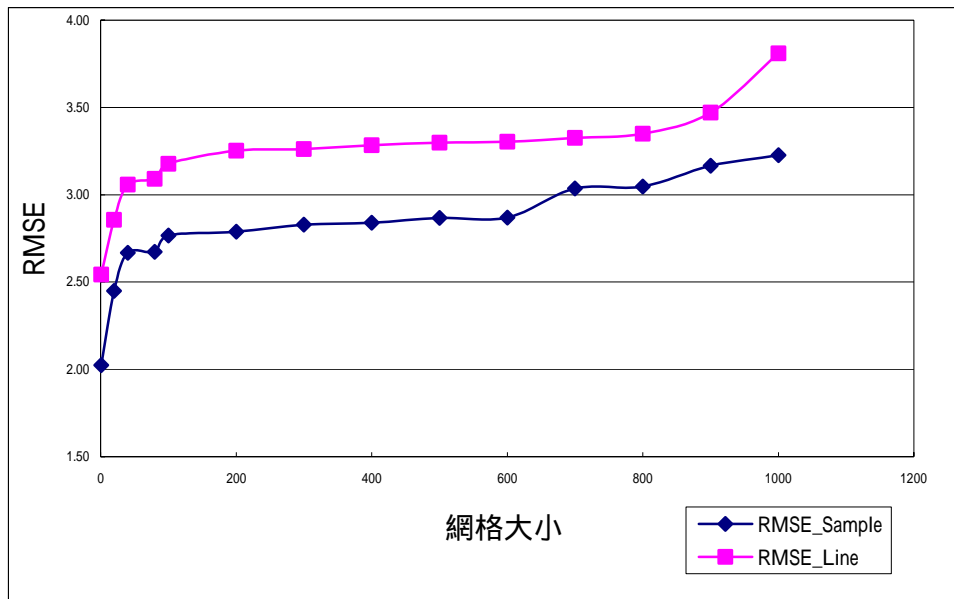


圖 5.12. 區塊逆轉換模式中網格大小與定位精度之關係

使用區塊逆轉換模式最大的優點為提升運算效率，實驗中將使用測試區一 2000*2000pixel 大小之測試區進行測試，比較運算效率和網格大小間之關係，如表 5.10.所示。使用設備為 AMD 1.6GHz Dual CPU、1 GHz Memory。對 2000*2000 Pixel 大小的測試區，使用逐點逆轉換所花費的時間為 274 分鐘，但使用 20*20 網格區塊逆轉換只需要 4 分鐘左右的時間，因為正射化過程中，最花費運算時間的地方是在逆轉換收斂像坐標的過程，使用逐點運算需要計算四百萬個點的逆轉換，而使用 20*20 網格區塊只要計算兩萬個點的逆轉換，因此能大幅提升運算效率。

表 5.10. 逐點逆轉換模式與區塊逆轉換模式運算時間之比較

網格大小	運算時間(單位:分)
逐點逆轉換	274.20
20*20	3.71
40*40	1.98
80*80	1.35
100*100	0.57
200*200	0.35
300*300	0.34
400*400	0.30
500*500	0.30
600*600	0.29
700*700	0.29
800*800	0.29
900*900	0.28
1000*1000	0.28

5.4. 實驗結果總結

茲針對實驗之成果就精度及正射化之計算效率進行摘錄，並討論如下：

1. 精度評估

整理以上實驗結果，如表 5.11.所示，以光束法平差模式或載體參數修正模式進行軌道修正其精度均可達 2.5 個像元之精度，同時以逆轉換進行影像正射化可達 2.5 個像元之精度。

表 5.11. 幾何改正均方根誤差總表

TWD67 UNIT: meter	光束法平差模式				載體參數修正模式				影像正射化	
	過濾前		過濾後		過濾前		過濾後		RMSE E	RMSE N
	RMSE E	RMSE N	RMSE E	RMSE N	RMSE E	RMSE N	RMSE E	RMSE N		
Case I (GSD: 2.10m)										
GCPs	3.75	5.31	2.62	4.74	3.37	53.33	0.75	6.27	4.53	5.65
CHKPs	3.97	5.13	3.73	4.96	5.53	42.89	4.87	5.16		
Case II (GSD: 1.90m)										
GCPs	3.44	5.08	2.10	4.69	6.17	30.47	1.47	2.72	3.13	3.74
CHKPs	3.88	5.11	3.76	4.66	5.63	23.57	3.34	4.47		

2. 運算效率

使用網格區塊逆轉換進行影像正射化，能有效提升運算效率，對 2000*2000 Pixel 大小的測試區，使用逐點逆轉換所花費的時間為 274 分鐘，但使用 20*20 網格區塊逆轉換只需要 4 分鐘的時間，網

格區塊越大，正射化運算速度越快。在網格區塊小於 100*100 Pixel 時，網格區塊逆轉換與逐點逆轉換均方根誤差之差異在半個像元左右。

第六章 結論與展望

本研究針對 EROS A 衛星影像建立衛星軌道修正及影像正射化模式。在軌道修正方面建立光束法平差模式及載體參數修正模式；在影像正射化部份，使用逆轉換模式，並以區塊逆轉換模式提升運算效率。茲就測試成果提出結論並建議如下：

- (1) 研究中顯示，使用載體資料配合地面控制點進行軌道修正，對控制點之數目有較大的彈性，在少量控制點時，配合不同模式仍可進行幾何改正。
- (2) EROS A 為兩米解析力之衛星，在使用載體資料配合地面控制點進行軌道修正，檢核點在兩方向之均方根誤差可達 4 米到 5 米左右的精度，建議使用控制點點數應多於 5 個，而在 9 個控制點後趨於穩定。
- (3) 在使用光束法平差模式進行軌道修正時，檢核點在兩方向之均方根誤差可達 4 米到 5 米左右的精度，權矩陣之釐定對成果影響甚巨。
- (4) 使用逆轉換模式進行影像正射化，在飛行弧長比大於 13:1 時，正射影像點位均方根誤差約 4 米到 5 米之精度。

- (5) 使用區塊方式並考慮地形效應之區塊逆轉換模式時，在定位精度容許範圍內，能有效的提升運算效率。研究中使用矩形區塊進行逆轉換模式，若能對地表起伏進行分析，得到 TIN 的 DTM，並使用三角形之區塊進行影像正射化，將能有效提升運算效率及定位精度。
- (6) 影像正射化中，若 DTM 資料之精度足夠，應能提升影像正射化成果之精度。
- (7) 由於 EROS A 為非同步取樣，衛星取樣飛行路徑較長，實驗中並沒有考慮大氣折射之影響，若能將大氣折射考慮在內，進行前處理，應能提升影像正射化之成果。
- (8) 研究中所提出之幾何校正模式，使用立體對及影像匹配技術得到大量共軌像點後，可應用於產生 DTM。

參考文獻

吳怡瑛，2000，“中華二號衛星影像幾何模擬及方位重建”，碩士論文，
國立中央大學土木工程研究所，94 頁。

Chen, L.C., & Chang, L. Y., 1998, “Three Dimensional Positioning Using SPOT Stereostrips with Sparse Control”, Journal of Surveying Engineering, ASCE, 124(2): pp.63-72

Chen, L.C., & Lee, L.H. 1993, “Rigorous Generation of Digital Orthophoto from SPOT Images.” Photogrammetric Engineering and Remote Sensing, Vol. 59, No 5, 655-661

Chen, L.C., & Teo T. A., 2001, “Orbit Adjustment for EROS A1 High Resolution Satellite Images”, Proceeding of 22nd Asian Conference on Remote Sensing, Singapore, pp1169-1174

Fritz, L. W., 1999, “High resolution commercial remote sensing satellites and spatial information system”. Highlight of ISPRS, vol.4, No. 2, pp.19-30

ISI, 2001a, “Tutorial on the satellite imaging in a non-synchronous mode”, (ImageSat International Technical Support web site), <http://www.imagesatintl.com/1024/support/support.html> (accessed 10 April. 2001)

ISI, 2001b, “GRS Upgrade Kit – EROS A1 Image Products (ICD)”, (ImageSat International Technical Support web site), <http://www.imagesatintl.com/1024/support/support.html> (accessed 10 April. 2001)

Kim T., Shin. D., & Lee Y.R., 2001, “Development of Robust Algorithm for Transformation of a 3D Object Point onto a 2d Image Point for Linear Pushbroom Imagery”, Photogrammetric Engineering & Remote Sensing, Vol. 67. No. 4. April, pp.449-452.

Lee, C., Theiss, H. J., Bethel, J. S. & Mikhail, E. M., 2000, "Rigorous Mathematical Modeling of Airborne Pushbroom Imaging System", Photogrammetric Engineering & Remote Sensing, Vol. 66, No 4, pp.385-392.

Li, R. 1998. "Potential of High-Resolution Satellite Imagery for National Mapping Products", Photogrammetric Engineering & Remote Sensing, Vol.64, No. 12, pp.1165-1170.

Mikhail, E.M. & F. Ackermann, 1982, "Observation and Least Squares", University Press of America, New York, pp 393-426

Moshe, B.L., Leonid S., & Vola L., 2001 "EROS System- Satellite Orbit and Constellation Design", Proceeding of 22nd Asian Conference on Remote Sensing, Singapore, pp1169-1174

Montenbruck, O., & Gill, E., 2000, "Satellite Orbits", Springer, New York, 369 pages.

O'Neill M.A. & Dowman I.J., 1988, "The Generation of Epipolar Synthetic Stereo Mates for SPOT Images Using A DEM." International Archives of Photogrammetry and Remote Sensing, Kyoto, Japan, 27(B8) 587-598

Wolf, P., & Dewitt, B., 2000, "Elements of Photogrammetry: with applications in GIS", McGraw-Hill, 3rd edition, 608pages

Richards, J.A., 1986, "Remote sensing digital image analysis", Springer-Verlag, Berlin, 281 pages.

SPOT IMAGE, 2002, "SPOT Satellite Geometry Handbook S-NT-73-12-SI", Edition 1, Revision 0, 74pages.

Westin, T., & Forsgrne.J. 2001, "Orthorectification of EROS A1 Images", METRIA.

Westin, T., 1990, "Precision rectification of SPOT imagery", photogrammetric Engineering & Remote Sensing, Vol.56, No 2, pp.247-253.

Wiesel, J. W., 1985, "Digital Image Processing for Orthophoto Generation." *Photogrammetria*, 40(2), 69-76.