

# 101 年度多平台製圖技術工作案

## 期末報告書 修正本

計畫主持人：江凱偉 副教授  
協同主持人：曾義星 教授  
楊 名 教授  
詹紹勳 副教授  
陳國華 副教授  
饒見有 助理教授

委託單位：內政部

執行單位：財團法人成大研究發展基金會

中 華 民 國 101 年 12 月 25 日

## 中文摘要

現有空間資訊系統之效益建構在系統空間及屬性資料時效性以及正確性，並藉此發揮它的功能以表示真實世界的現象。然而，傳統測量以及屬性調查作業從開始收集資料到系統建置完成往往需要半年以上的時間，已不符合科技發展的趨勢與成本效益。近年來測量與空間資訊技術正在逐漸革新，移動遙測製圖系統結合攝影測量製圖的技術與精密整合式定位定向系統，搭配多種的數位影像感測器來收集空間資料，逐步實現快速即時移動式測量及空間資料收集技術。

自主研發適用不同平台之移動遙測製圖技術，為各國發展移動遙測製圖技術之理想目標，本年度工作案希望在 100 年度工作案既有成果上，持續更進一步自主研發多平台製圖系統應用相關之關鍵技術，包含：建立多平台製圖系統測試及率定實驗室、研製抗 GNSS 訊號脫落及干擾之定位定向系統演算法、結合內政部 e-GPS 系統、發展新式定位定向演算架構於應用領域、評估戰術等級定位定向系統之應用和多平台製圖系統聯合作業模式之研究。同時希望藉由積極參與國外專業領域各學會之研討會、參與論文競賽和發表高品質期刊論文，持續加強專業人才訓練與先進多平台製圖技術之國際競爭力。期進一步提升我國自主組裝多平台移動遙測製圖設備能力與研發能量，厚植未來國際自動化測繪技術競爭力。相關成果除可加速國土規劃外，並藉以培養優質人才、提升學術水準及國家競爭力。

## **Abstracts**

The efficiency and advantages of spatial information systems rely on the validity and time effectiveness of spatial and attribute information to work properly and express the phenomena of real world. However, traditional surveying techniques can't fit the trend of technology revolution and cost reduction due to their heavy labor works and slow project progress. Generally speaking, survey and geomatics technologies have been revolutionized since the early nineties in the last century. Advances in satellite and inertial technology made it possible to think about mobile mapping in a new way. Instead of using ground control points as references for orienting the images in space, the trajectory and orientation of the imager platform can now be determined directly. Cameras, along with positioning and orientation sensors, are integrated and mounted on a land vehicle for mapping purposes. Objects of interest can be directly measured and mapped from images that have been geo-referenced using positioning and orientation sensors.

The Self-development of mobile mapping technologies applied for various platforms can be considered as the ultimate objective of geomatics communities around the globe. This project aims at developing several core technologies concerning multi-platform mobile mapping systems including professional calibration facilities and inferstructures for multi-platform mobile mapping systems, anti-GNSS outage multi-sensor fusion algorithms, post-processed VRS embedded multi-sensor fusion algorithms with new applications, and multi-platform mobile mapping systems. In addition, this project enhances Taiwan's capability of research and development for advanced mobile mapping technologies and to be comparable to regional and international geomatics and navigation communities. The progress of this project is beneficial to the development of national spatial planning program as well provide proper and professional training to young scholars and engineers thus enhance the competitiveness and academic achievement around the world.

# 目錄

摘要.....	I
目錄.....	III
圖目錄.....	V
表目錄.....	XII
第一章、前言.....	1
1.1 本案執行主軸.....	1
1.2 背景分析.....	3
1.3 本案工作項目.....	8
第二章、建立多平台製圖系統測試及率定實驗室.....	12
2.1 分析多平台製圖系統之各式系統誤差.....	12
2.2 多平台製圖系統之系統誤差改正方式.....	23
2.3 修正多平台製圖系統誤差之演算法.....	29
2.4 提升慣性測量儀效能之架構.....	36
2.5 規畫整合式定位定向測試與率定實驗室.....	53
2.6 本章小結.....	98
第三章、研製抗 GNSS 訊號脫落及干擾之定位定向系統演算法.....	100
3.1 分析 GNSS 訊號脫落長度對定位定向系統之影響.....	104
3.2 分析慣性測量儀初始化時間對多平台遙測製圖系統之影響.....	111
3.3 研提慣性測量儀快速初始化技術.....	119
3.4 研製抗 GNSS 訊號脫落及干擾之定位定向演算法架構.....	123
3.5 本章小結.....	126
第四章、結合內政部 E-GPS 系統，發展新式定位定向演算架構於應用領域.....	128
4.1 虛擬主站 RTK 技術於移動製圖領域應用之文獻回顧.....	128
4.2 分析主站空間相關性對現有後處理差分動態定位定向演算法之限制.....	131
4.3 研發含 VRS 技術後處理之感測器動態定位定向演算架構.....	142
4.4 新式後處理 VRS 動態定位定向演算架構、傳統後處理差分模式動態定位定向演算架構與後處理精密單點定位定向演算架構之動態測試與精度分析.....	144
4.5 規劃新式定位定向演算架構試作區並評估推展於地籍測量之可行性.....	147
4.6 本章小結.....	156
第五章、評估戰術等級定位定向系統之應用.....	157
5.1 應用全測站儀器進行 GPS 相對定位成果之驗證.....	157
5.2 戰術等級定位定向系統與 GNSS 之姿態角成果比較.....	159
5.3 應用姿態角成果進行海水面高之修正.....	166
5.4 戰術等級定位定向系統與 GNSS 定位系統之效益比較.....	174
5.5 本章小結.....	174
第六章 多平台製圖系統聯合作業模式之研究.....	176
6.1 建立雲端運算服務導向架構之多平台製圖系統.....	177
6.2 發展土地利用調查聯合作業模式.....	180

6.3	實作『國土地利用調查與影像管理多平台移動測繪管理系統』 ...	182
6.4	絕對定位精度分析 .....	209
6.5	本章小結 .....	216
第七章	論文期刊 .....	218
第八章	結論與建議 .....	219
第九章	期末報告審查會議委員意見 .....	222
第十章	參考文獻 .....	232
附錄一	MMS 土地利用調查層級分析 .....	239

## 圖目錄

圖 1.1 移動遙測製圖系統可拓展之領域(江凱偉等人, 2011).....	2
圖 1.2 本案之執行主軸.....	2
圖 1.3 GNSS 衛星訊號遮蔽的效應.....	4
圖 1.4 環架式 INS 與固裝式.....	4
圖 1.5 INS 之誤差行為.....	4
圖 1.6 直接定位技術之演進.....	5
圖 1.7 鷹眼平台.....	6
圖 1.8 分月進度折線圖.....	11
圖 2.1 GNSS/INS 定位誤差(摘自 El-Sheimy, 1996).....	13
圖 2.2 同步概念.....	16
圖 2.3 系統硬體設計概念圖.....	16
圖 2.4 POS AV510.....	18
圖 2.5 iNAV-RQH.....	18
圖 2.6 C-MIGITS III.....	18
圖 2.7 前向濾波、後向濾波與平滑化誤差累積情況(El-Sheimy, 1996).....	26
圖 2.8 QC 與 ISO 流程比較.....	27
圖 2.9 核幾何關係.....	28
圖 2.10 叢集式定位定向架構示意圖.....	30
圖 2.11 光束法平差與定位定向整合之概念.....	31
圖 2.12 光束法平差與定位定向整合之流程.....	31
圖 2.13 各坐標系統與旋轉矩陣之對應關係.....	31
圖 2.14 光束法平差與定位定向整合之流程運算式.....	32
圖 2.15 控制點反饋之 IMU 靜態位置誤差.....	33
圖 2.16 緊耦合架構誤差圖.....	33
圖 2.17 叢集式架構誤差圖.....	34
圖 2.18 慣性測量儀之內部配置 (以光纖陀螺儀為例).....	37
圖 2.19 INS 感測器誤差頻譜的示意圖.....	38
圖 2.20 整合 INS/DGPS 後之 INS 感測器誤差頻譜的示意圖.....	38
圖 2.21 陀螺儀 X 軸雜訊的影響.....	39
圖 2.22 FT、STFT 及 CWT 的比較.....	42
圖 2.23 不同尺度的小波(Misiti et al., 1997).....	42
圖 2.24 連續小波轉換的頻譜.....	43
圖 2.25 Daubechies 小波家族的中心頻率範例.....	44
圖 2.26 三階小波分解及中心頻譜.....	45
圖 2.27 三階小波重組.....	45
圖 2.28 離散小波轉換的頻譜(近似/細節訊號).....	46
圖 2.29 CIMU 的頻譜.....	47
圖 2.30 LN200 的頻譜.....	47
圖 2.31 Crossbow AHRS400-CC 的頻譜.....	47

圖 2. 32 階層式濾除雜訊演算法流程示意圖.....	49
圖 2. 33 階層式 DWT 濾除雜訊的頻譜圖 .....	50
圖 2. 34 CIMU 經階層式 DWT 濾除雜訊的頻譜圖 .....	50
圖 2. 35 CIMU/DGPS 之定位誤差 .....	51
圖 2. 36 LN/DGPS 之定位誤差 .....	52
圖 2. 37 實地道路測試軌跡及模擬之訊號脫落(黑圈處).....	52
圖 2. 38 多平台製圖系統之各式系統誤差.....	53
圖 2. 39 多平台製圖系統測試與率定實驗室架構.....	54
圖 2. 40 多平台製圖系統測試與率定實驗室相關工作項目時程規劃 .....	55
圖 2. 41 採購之高精度雙軸位置速率轉台.....	58
圖 2. 42 雙頻雙系統載波相位觀測量室內播放工具.....	58
圖 2. 43 波長隨溫度之變化.....	59
圖 2. 44 光源功率隨溫度之變化.....	59
圖 2. 45 石英加速度計輸出隨溫度之變化.....	60
圖 2. 46 專業慣性測量儀率定測試實驗室.....	61
圖 2. 47 高精度位置與航向基樁之室外靜態測試場之實測過程 .....	61
圖 2. 48 專業動態測試平台(車載).....	64
圖 2. 49 單一相機率定法拍攝方式示意圖.....	67
圖 2. 50 率定用影像及人造標辨識.....	67
圖 2. 51 相機率定光束交會情況.....	67
圖 2. 52 相機率定現場狀況.....	68
圖 2. 53 立方體率定場示意圖 .....	71
圖 2. 54 率定場全景影像範例.....	71
圖 2. 55 率定 720 度全景相機時相機之擺設位置及主相機觀測方向 .....	71
圖 2. 56 在兩個不同高度拍攝 Ladybug3 率定用照片之範例 .....	72
圖 2. 57 Ladybug3 相對方位率定平差後之網形 .....	73
圖 2. 58 以 ATS(AER)定義影像姿態.....	73
圖 2. 59 室內環場多相機之相對方位率定場.....	75
圖 2. 60 室內環場多相機之相對方位率定成果.....	75
圖 2. 61 空載傾斜攝影相機及率定場之設計.....	76
圖 2. 62 空載傾斜攝影相機相對方位率定場及拍照情形 .....	77
圖 2. 63 a E0 系列牆面控制點 .....	79
圖 2. 63 b E1 系列牆面控制點 .....	79
圖 2. 63 c E2 系列牆面控制點 .....	79
圖 2. 63 d E2 系列牆面控制點 .....	80
圖 2. 63 e E3 系列牆面控制點 .....	80
圖 2. 63 f 直接地理定位系統率定控制場 .....	81
圖 2. 64 道路兩旁檢核用之特徵物檢核點.....	81
圖 2. 65 基線校正場.....	82
圖 2. 66 人造標及建物特徵點.....	83
圖 2. 67 L 型建物特徵點情形 .....	84

圖 2. 68 GPS 控制點位置示意 .....	85
圖 2. 69 跳蛙式測量法 (參考自尤瑞哲, 2004).....	86
圖 2. 70 Leica Geo Office 第一天平差解算網型.....	87
圖 2. 71b Leica Geo Office 第三天平差解算網型.....	88
圖 2. 71a Leica Geo Office 第二天平差解算網型.....	88
圖 2. 72 導線: T1 (左上)、T2(左下)、T3(右上)、T4(右下)、T5(右).....	90
圖 2. 73 三邊測量.....	92
圖 2. 74 歸仁測區.....	95
圖 2. 75 牆面控制點(上圖)及物徵檢核點(下圖)量測準則 (十字紅標表示觀測者應 瞄準之瞄準線).....	96
圖 2. 76 全站儀光線法量測.....	96
圖 3. 1 傳統 EKF/平滑器之鬆耦合架構與誤差行為(無 GNSS 更新之環境).....	101
圖 3. 2 GNSS 訊號遮蔽之環境.....	101
圖 3. 3 緊耦合架構.....	102
圖 3. 4 GNSS 在台北市區訊號脫落之實例.....	102
圖 3. 5 商用鬆耦合與緊耦合定位定向架構之比較.....	103
圖 3. 6 模擬 GNSS 訊號斷訊的時間點對應之實地場景.....	105
圖 3. 7 模擬 GNSS 訊號脫落長度 1-5 分鐘的軌跡.....	105
圖 3. 8 模擬不同長度 GNSS 訊號脫落的 N 方向定位誤差比較.....	109
圖 3. 9 模擬不同長度 GNSS 訊號脫落的 E 方向定位誤差比較.....	109
圖 3. 10 模擬不同長度 GNSS 訊號脫落的 H 方向定位誤差比較.....	109
圖 3. 11 當地水平坐標系統之導航方程式.....	112
圖 3. 12 初始對準精度(縱軸)與緯度(橫軸)與陀螺儀規格之關係(陀螺飄移)....	113
圖 3. 13 初始對準精度與時間及陀螺儀雜訊影響之關係(隨機遊走).....	114
圖 3. 14 初始對準程序時間對定位定向精度影響之分析程序.....	114
圖 3. 15 姿態角和初始化時間的關係圖.....	118
圖 3. 16 成功大學歸仁校區實驗場.....	119
圖 3. 17 直接地理定位精度分析模組.....	120
圖 3. 18 評估初始化時間之作業程序示意圖.....	121
圖 3. 19 不同初始化時間對控制點定位量測之誤差.....	121
圖 3. 20 快速初始化方案與傳統方案之比較圖.....	122
圖 3. 21 混合式定位定向架構.....	124
圖 3. 22 混合式定位定向架構之理論效能.....	124
圖 3. 23 測試區域之衛星數目分布及測試軌跡.....	124
圖 3. 24 位置誤差圖.....	125
圖 3. 25 檢核點與軌跡之分佈.....	125
圖 3. 26 東-北-天誤差分佈.....	126
圖 3. 27 三維誤差.....	126
圖 4. 1 傳統單一參考站以及多參考站 RTK 作業範圍覆蓋比較圖.....	129



圖 4.2 Applanix 提出的後處理 VRS 技術-Smartbase (Hutton et. al., 2008) .....	131
圖 4.3 e-GPS 衛星基準站與使用者之分布圖 .....	134
圖 4.4 不同衛星仰角對時間作圖 .....	136
圖 4.5 各種截止仰角所對應之可視衛星顆數 .....	137
圖 4.6 各 e-GPS 衛星基準站之對流層修正值 .....	138
圖 4.7 使用者所觀測到 PRN9 之仰角變化 .....	139
圖 4.8 各 e-GPS 衛星基準站之對流層修正值差異量 .....	139
圖 4.9 各 e-GPS 衛星基準站之電離層修正值及差異量 .....	141
圖 4.10 跟隨式虛擬主站差分定位技術 .....	142
圖 4.11 後處理的 VRS 輔助多元感測器整合定位定向演算法架構 .....	143
圖 4.12 衛星狀況及軌跡與各站之分布 .....	144
圖 4.13 M-VRS 之定位定向誤差圖 .....	145
圖 4.14 精密單點之定位定向誤差圖 .....	145
圖 4.15 傳統單一主站差分之定位定向誤差圖 .....	145
圖 4.16 不同模式之直接地理定位三維誤差 .....	146
圖 4.17 高雄市試作區影像(Google) .....	147
圖 4.18 高雄市試作區向量圖 .....	148
圖 4.19 保麗龍圓球控制點 .....	148
圖 4.20 建物牆面特徵點 .....	149
圖 4.21 實地架設測站分布圖 .....	149
圖 4.22 地面連結點之分布 .....	150
圖 4.23 建物檢核點(b) .....	150
圖 4.24 建物檢核點(c) .....	150
圖 4.25 建物檢核點(d) .....	151
圖 4.26 檢核點較差量(單位:公尺) .....	152
圖 4.27 地籍圖套疊正射影像 .....	153
圖 4.28 套疊地籍圖於測繪車影像上協助指界(空地) .....	155
圖 4.29 套疊地籍圖於 UAV 原始影像上協助指界(空地) .....	155
圖 4.30 套疊地籍圖於測繪車及 UAV 影像上協助指界(有建物) .....	155
圖 5.1 戰術等級定位定向系統應用於修正船載海面橢球高之效益評估流程圖 .....	157
圖 5.2 實驗設備安裝及配置 .....	158
圖 5.3 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Yaw 姿態角差異圖(DOY:135) .....	159
圖 5.4 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Yaw 姿態角差異圖(DOY:136) .....	159
圖 5.5 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Yaw 姿態角差異圖(DOY:137) .....	160
圖 5.6 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Yaw 姿態角差異圖(DOY:138) .....	160
圖 5.7 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Yaw 姿態角差異圖(DOY:139) .....	160

.....	160
圖 5. 8 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Pitch 姿態角差異圖(DOY:135)	160
.....	161
圖 5. 9 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Pitch 姿態角差異圖(DOY:136)	161
.....	161
圖 5. 10 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Pitch 姿態角差異圖(DOY:137)	161
.....	162
圖 5. 11 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Pitch 姿態角差異圖(DOY:138)	162
.....	162
圖 5. 12 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Pitch 姿態角差異圖(DOY:139)	162
.....	162
圖 5. 13 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Roll 姿態角差異圖(DOY:135)	162
.....	163
圖 5. 14 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Roll 姿態角差異圖(DOY:136)	163
.....	163
圖 5. 15 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Roll 姿態角差異圖(DOY:137)	163
.....	164
圖 5. 16 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Roll 姿態角差異圖(DOY:138)	164
.....	164
圖 5. 17 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Roll 姿態角差異圖(DOY:139)	164
.....	164
圖 5. 18 GNSS 與 IMU 配置平面圖 (A, B, C, D 為 GNSS 天線位置；綠圈為 IMU 位置).....	165
圖 5. 19 航線 01 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	167
圖 5. 20 航線 04 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	167
圖 5. 21 航線 06 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	167
圖 5. 22 航線 08 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	168
圖 5. 23 航線 09 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	168
圖 5. 24 航線 10 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	168
圖 5. 25 航線 11 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	169
圖 5. 26 航線 12 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	169
圖 5. 27 航線 13 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	169
圖 5. 28 航線 14 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	170
圖 5. 29 航線 15 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	170
圖 5. 30 航線 16 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	170
圖 5. 31 航線 17 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	171
圖 5. 32 航線 18 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	171
圖 5. 33 航線 20 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	171
圖 5. 34 航線 22 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	172
圖 5. 35 航線 24 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	172
圖 5. 36 航線 26 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	172
圖 5. 37 航線 27 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	173

圖 5.38 航線 28 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	173
圖 5.39 航線 29 姿態角修正前後之海水面高比較成果.....	173
圖 6.1 Hype Cycle for Application Architecture(來源: Gartner Group).....	177
圖 6.2 Cloud Computing vs. SOA (來源: Google Trends).....	178
圖 6.3 配合雲端技術服務導向架構建置之多平台製圖系統架構.....	179
圖 6.4 多平台製圖系統測量模組工作區規劃.....	181
圖 6.5 多平台製圖系統-土地利用調查模組示意圖.....	181
圖 6.6 多平台製圖系統-應用環境示意圖.....	183
圖 6.7 多平台製圖系統-方法流程圖.....	183
圖 6.8 多平台製圖系統-系統平台設計.....	185
圖 6.9 多平台製圖系統-工作區.....	186
圖 6.10 多平台製圖系統-地圖視圖.....	186
圖 6.11 POS 解算品質顏色指標.....	187
圖 6.12 填滿幾何多邊形-向量圖層與網格圖層套疊.....	188
圖 6.13 填滿幾何多邊形-關閉填滿幾何多邊形.....	188
圖 6.14 多平台製圖系統-立體影像視圖.....	189
圖 6.15 模擬 Google Earth 介面之展示平台.....	190
圖 6.16 測繪車全景影像軌跡圖.....	191
圖 6.17 測繪車全景影像範例.....	191
圖 6.18 多平台製圖系統-影像縮圖.....	192
圖 6.19 多平台製圖系統-在地圖視圖進行量測.....	192
圖 6.20 多平台製圖系統-在影像視圖進行「單像」量測.....	193
圖 6.21 土地使用分類色碼表.....	194
圖 6.22 土地使用分類系統編輯與瀏覽畫面.....	194
圖 6.23 建築使用土地:050101 零售批發.....	196
圖 6.24 交通使用土地:0303104 道路相關設施-停車場.....	196
圖 6.25 公共使用土地:060202 小學.....	197
圖 6.26 遊憩使用土地:070201 公園綠地廣場.....	197
圖 6.27 國土利用圖資範圍與測試區範圍(淺土黃色).....	198
圖 6.28 土地利用調查前(左)後(右)之差異(相同顏色代表相同地物).....	198
圖 6.29 資料供應服務規劃.....	199
圖 6.30 多平台製圖系統中輸入端圖資來源.....	200
圖 6.31 WCF 程式的基本架構.....	201
圖 6.32 WCF Client 設計.....	202
圖 6.33 WMS Client 設計.....	204
圖 6.34 WFS Client 設計.....	207
圖 6.35 地理資料模組.....	207
圖 6.36 空曠之道路(樂群二路及敬業三路).....	210
圖 6.37 高樓林立之道路(瑞光路及瑞光路 513 巷).....	211
圖 6.38 Swinglet UAV.....	213

圖 6.39 SingletUAV 影像分布 .....	214
圖 6.40 Swinglet UAV 212 張影像之 3D 空三平差網型 .....	214
圖 6.41 地表三維彩色點雲 .....	215
圖 6.42 地表三維模型 .....	215
圖 6.43 Swinglet UAV 正射影像與地籍圖套疊成果 .....	216
圖 6.44 正射影像中建物重影現象 .....	216

## 表目錄

表 1.1 分月進度表.....	10
表 2.1 多平台製圖系統環境因子比較.....	17
表 2.2 慣性測量儀之分類規格(Titterton and Weston, 2004).....	19
表 2.3 空載系統誤差來源與大小.....	20
表 2.4 車載系統誤差來源與大小.....	21
表 2.5 個人攜行系統誤差來源與大小.....	22
表 2.6 INS/GNSS 整合式定位系統的誤差改正策略.....	24
表 2.7 現有影像處理流程之自我成果檢核.....	29
表 2.8 控制點反饋之 IMU 靜態位置誤差表.....	32
表 2.9 緊耦合與叢集式架構誤差分析表.....	33
表 2.10 一階段與二階段分析.....	36
表 2.11 Daubechies 小波家族的相關係數.....	44
表 2.12 不同因子的影響.....	48
表 2.13 真實運動動態的帶寬.....	48
表 2.14 專業慣性測量儀率定測試實驗室之測試項目、規格與預估經費.....	57
表 2.15 基現場之部分實測基本資料(短基線差分<100 公尺).....	62
表 2.16 室外靜態測試基線場之測試項目、規格及預估經費.....	63
表 2.17 動態測試載台之測試項目、規格及預估經費.....	65
表 2.18 測繪車工業相機內方位率定成果.....	68
表 2.19 Ladybug3 全景相機之內方位率定成果.....	69
表 2.20 單一相機內方位率定場之測試項目、規格及預估經費.....	69
表 2.21 Ladybug3 全景相機之相對方位率定成果(OPK 方法).....	74
表 2.22 Ladybug3 全景相機之相對方位率定成果(AER 方法).....	74
表 2.23 Camera 6 與其他五台相機之相對方位率定成果.....	76
表 2.24 Camera 5 與其他四台相機之相對方位率定成果.....	77
表 2.25 多組相機相對方位率定場之測試項目、規格及預估經費.....	78
表 2.26 全站儀規格 (Sokkia, 2006).....	82
表 2.27 距離觀測數據.....	82
表 2.28 坐標量測一致性之數據.....	83
表 2.29 一致性之測試結果.....	84
表 2.30 第一天 GPS 作業程序.....	86
表 2.31 第二天 GPS 作業程序.....	86
表 2.32 第三天 GPS 作業程序.....	86
表 2.33 二等衛星控制點施測規範 (內政部, 2006).....	87
表 2.34 第一天 GPS 測量控制成果.....	88
表 2.35 第二天 GPS 測量控制成果.....	89
表 2.36 第三天 GPS 測量控制成果.....	89
表 2.37 與控制場第一級 GPS 控制測量差異(於 2 度 TM 坐標系統).....	89
表 2.38 導線連測情形.....	90
表 2.39 導線解算成果(以絕對誤差橢圓表示).....	91

表 2.40 三邊測量加密精度規範 (內政部, 2006).....	93
表 2.41 國家水準測量精度規範 (內政部, 2006).....	94
表 2.42 高程檢核.....	94
表 2.43 水準測量結果.....	94
表 2.44 控制場精度指標.....	97
表 2.45 多平台製圖系統室外測試與率定場之測試項目、規格及預估經費 ....	98
表 3.1 模擬 GNSS 訊號脫落長度 1-5 分鐘位置誤差圖.....	106
表 3.2 模擬 GNSS 訊號脫落長度 1-5 分鐘姿態誤差.....	107
表 3.3 模擬不同 GNSS 訊號脫落時間長度的導航解其定位定向均方根誤差	110
表 3.4 模擬不同 GNSS 訊號脫落時間長度的 RTS 平滑解其定位定向均方根誤差	110
.....	
表 3.5 定位定向誤差圖.....	115
表 3.6 定位定向誤差精度表.....	118
表 3.7 直接地理定位誤差精度表.....	122
表 3.8 定位誤差表.....	125
表 3.9 直接地理定位誤差分析表.....	126
表 4.1 比較 VRS-RTK 與 單一主站 RTK 的差異.....	130
表 4.2 各 e-GPS 衛星基準站與使用者之精確位置.....	135
表 4.3 各 e-GPS 衛星基準站與使用者之相對位置關係.....	135
表 4.4 排除低於截止仰角之可視衛星顆數.....	137
表 4.5 各 e-GPS 衛星基準站之對流層修正值差異量統計值.....	139
表 4.6 各 e-GPS 衛星基準站之對流層修正值差異量統計值.....	141
表 4.7 不同 GNSS 處理模式輔助的精確定位定向效益分析.....	143
表 4.8 定位定向誤差分析表.....	146
表 4.9 不同模式之直接地理定位誤差分析.....	147
表 4.10 定位精度分析(單位:公尺).....	153
表 4.11 土地(地籍圖)之屬性表.....	154
表 5.1 船載 GNSS 之基線定位結果驗證統計表.....	158
表 5.2 船載 GNSS 之基線定位結果差異值歸納表(m).....	161
表 5.3 IMU 與 GNSS 於 Pitch 姿態角之差異統計表(Deg.).....	163
表 5.4 IMU 與 GNSS 於 Roll 姿態角之差異統計表(Deg.).....	165
表 5.5 船載姿態角修正效益統計表(與 DTU10 MSS 的差值).....	166
表 5.6 戰術等級定位定向系統與 GNSS 系統之姿態角量測效益比較.....	174
表 6.1 各平台遙測影像資料之特性.....	176
表 6.2 WMS 服務之必要參數說明.....	203
表 6.3 透過 URL 呼叫 WFS 服務之必要參數說明.....	206
表 6.4 工業級相機直接地理定位絕對精度分析.....	212

表 6.5 Ladybug3 直接地理定位絕對精度分析 .....	213
-----------------------------------	-----

# 第一章、前言

現有空間資訊系統之效益建構在系統空間及屬性資料時效性以及正確性，並藉此發揮它的功能以表示真實世界的現象。傳統測量以及屬性調查作業從開始收集資料到系統建置完成往往需要半年以上的時間，已不符合科技發展的趨勢與成本效益。近年來測量與空間資訊技術正在逐漸革新，攝影測量製圖的技術與精密整合式定位定向系統結合，搭配多種的數位影像感測器來收集空間資料，逐步實現快速即時移動式測量及空間資料之多平台製圖技術。這類技術整合多元感測器並具備直接定位能力（Direct Geo-referencing, DG）及多感測器系統的空間資訊獲取移動平台。結合衛星、飛機、直昇機、船舶、汽機車等不同載具及多種高效率影像感測器，輔以全球導航衛星系統（Global Navigation Satellite System, GNSS）、慣性導航系統（Inertial Navigation System, INS）、機電整合及軟體工程模擬器等元件，所形成之先進製圖技術。透過使用多平台製圖技術建置空間資料，可更快速及有效規劃國土發展，進而推動空間資訊產業之成長。值得一提的是這類系統最早完全由空間資訊領域之學者因應空間資訊領域之需求主導開發，並與機電整合與軟體工程相關領域之工程師合作而設計的軟硬體架構，目前已廣泛應用於非傳統測量之應用領域中，全球移動遙測製圖系統相關之空間資訊與非空間資訊產業產值(含應用)迄今已成長至高達每年數十億美元，未來還將持續成長(Schwarz and El-Sheimy, 2008)。

在空間資訊相關應用領域方面，移動遙測製圖系統的機動性以及對數位影像處理與蒐集的能力，可以顯著節省許多傳統測量所需要的人力及時間。而在其他非傳統測量方面，如建立交通標誌資訊以規劃交通路線，或用來調查都市地區的基礎公共建設，如人孔、變電箱、電線桿，甚至透過影像處理技術獲取路牌、招牌上所隱含的屬性資訊，更新導航電子地圖，整合並更進一步加值定位服務技術。在載具結合上，透過無線通訊技術以發展無人控制載具，搭配直接定位技術滿足即時監控及救災需求。若更進一步整合人工智慧技術，開發無人自動駕駛車更能實質擴展到民生用途及軍事技術上，關於移動遙測製圖系統更廣泛之應用請參考圖 1.1。

## 1.1 本案執行主軸

目前國內外並無針對多平台直接定位技術作業量身打造之驗收規範與法令規定。為確保未來多平台遙測製圖成果之品質，宜針對多平台所搭載的儀器等級，依儀器規格訂定不同比例尺、各種測繪作業規範，制定標準程序與精度要求等相關事宜。對於高速動態的移動遙測製圖平台而言，VRS 與 e-GPS 技術面臨之挑戰包含通訊距離之限制、載體動態之限制、作業環境之限制、成本之限制與移動遙測製圖應用尚不需即時定位。然未來可以利用國土測繪中心的 e-GPS 服務，發展後處理的 VRS 輔助多元感測器之整合定位定向演算法，以符合多平台遙測應用之日漸蓬勃高精度需求。



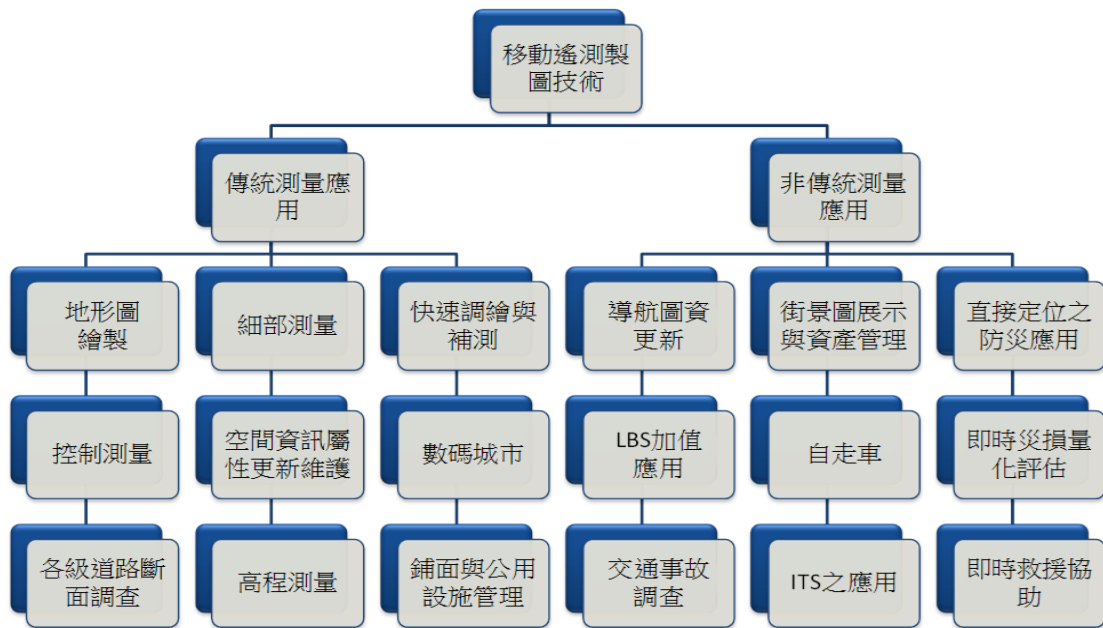


圖 1.1 移動遙測製圖系統可拓展之領域(江凱偉等人, 2011)

故本年度工作案在 100 年度工作案既有成果上(江凱偉等人, 2011), 持續更進一步自主研發解決上述各項推廣多平台製圖系統應用限制之關鍵技術, 包含: 建立多平台製圖系統測試及率定實驗室、研製抗 GNSS 訊號脫落及干擾之定位定向系統演算法、結合內政部 e-GPS 系統、發展新式定位定向演算架構於應用領域、評估戰術等級定位定向系統之應用和多平台製圖系統聯合作業模式之研究。同時希望藉由積極參與國外專業領域各學會之研討會、參與論文競賽和發表高品質期刊論文, 持續加強專業人才訓練與先進多平台製圖技術之國際競爭力。本工作案之執行主軸如圖 1.2 所示。

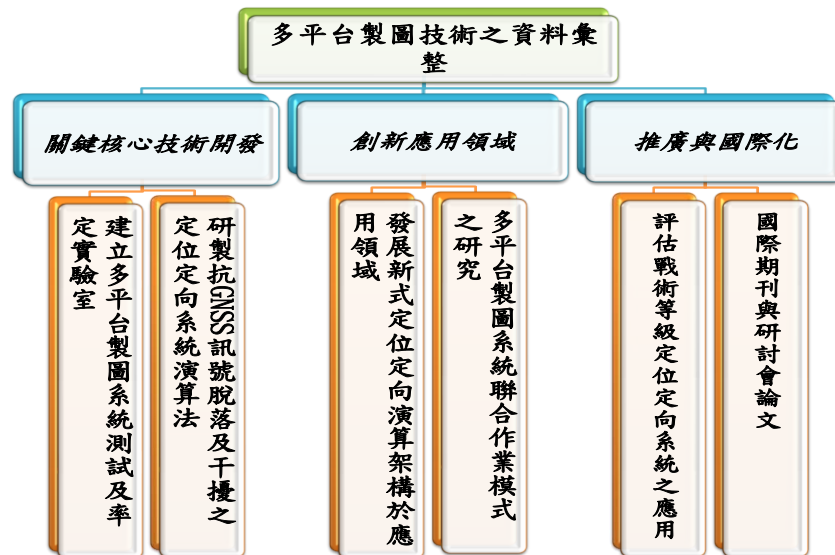


圖 1.2 本案之執行主軸

## 1.2 背景分析

移動遙測製圖系統的觀念可溯及 20 世紀初航空攝影測量之始，以飛機為平台搭載相機，利用地面控制點及影像共軌點量測，反算影像方位，此種定位方式稱為間接式定位(Indirect Geo-referencing)，此為移動遙測製圖系統的原始形式。而自 1980 年代起隨著衛星定位技術之發展，從早期使用美國 GPS(Global Positioning System)的單一系統，與伴隨俄羅斯的 GLONASS(GLObal NAVigation Satellite System)之發展，提供早期多系統衛星定位技術之雛型，故航空攝影測量結合雙系統衛星動態定位技術，使得求解影像方位的過程僅需少量控制點，如此可大幅節省外業人事成本與提升作業效率。歐美的空間資訊工程相關研究機構，也約略在此時期陸續提出整合衛星定位技術及數位相機的車載移動遙測技術(El-Sheimy, 1996)，但在此階段車載移動遙測只侷限於可行性探討、雛型設計與系統整合及原型系統測試。但衛星定位技術在市區、地下道、隧道、森林等地區仍會受到訊號遮蔽的效應所影響；一般來說，第一種狀況為使用者接收儀無法鎖定超過 4 顆衛星，無法獲得定位解；而第二種狀況為使用者雖鎖定超過 4 顆衛星，但其觀測量品質不佳，導致定位精度不佳，如圖 1.3 所示。同時在空載系統之應用，亦常因劇烈的姿態變化而導致衛星失鎖，無法獲得定位解之狀況。

早期的慣性導航技術，皆是為符合軍事平台之需求所建立的，因此一直被視為敏感度極高且受相關國家管制的導航系統。當時的 INS 使用機械環架式設計，其精度高但體積龐大，無法應用於移動遙測製圖中，如圖 1.4 左所示。自 1980 年起，固裝式(Strapdown)慣性測量儀(Inertial Measurements Unit, IMU)之發展，因光學陀螺儀與石英加速度計技術發展普及而逐漸成為主流，這類慣性測量儀具備精度高與體積小等特性，如圖 1.4 右所示，故吸引歐美空間資訊領域研究學者，深入探討將慣性導航技術引入移動遙測製圖技術之可行性。慣性導航技術需要初始的位置及姿態供加速度的轉換及積分運算。載體的初始位置可以透過輔助感測器（如衛星定位技術）給定，但姿態部分則需要一段 10 至 15 分鐘的初始對準(Alignment)的程序，初始的水平姿態可藉由加速度計在完全靜止的模式下的輸出來決定，而初始的方位角則要透過陀螺儀偵測地球自轉的速度來計算。因為地球自轉的速度很慢，所以需要較精密的陀螺儀（陀螺儀之飄移要小於 10 度/小時）才有辦法偵測。這個相對於載體及導航坐標系的初始姿態矩陣確定之後，整個 INS 可切換至自由導航模式。此時的 INS 不像衛星接收儀需要接收外來的信號進行導航，裝載有 INS 的載體可以進行自主導航(autonomous navigation) (Titterton and Weston, 2004)，慣性導航技術具有高採樣頻率及短時間內高精度之特性，所以可以被使用來解決衛星定位所遭遇諸如訊號遮蔽、低採樣頻率、週波脫落、易被干擾等限制。

但 INS 在獨自運作的模式下其定位誤差在五分鐘之內約略與時間的平方成正比，如圖 1.5 所示。而整合式定位及定向系統，能夠克服單一系統之缺點且提供更穩定的定位及定向成果，故目前不管在軍用或民用的整合系統發展，皆趨向於使用慣性導航及衛星定位技術。主要的動機在於此二系統具有互補之特徵，衛星定位技術在無訊號遮蔽的環境下可以提供穩定的定位及導航資訊，故它可

用來減低慣性導航因為積分加速度及角速度之系統誤差所造成隨時間累積的定位誤差，對於高動態運動的物體而言，衛星定位技術無法提供足夠的採樣頻率來追蹤載體的運動。

另外，慣性導航技術可以提供衛星定位技術所無法提供的姿態參數。國外相關研究機構曾經嘗試以 GNSS 天線陣列的方式來獲取載體的姿態參數，唯受限於基線長度、採樣率與精度不符合移動遙測製圖應用領域的需求。故約於 1995 年前後，整合 INS 及 GNSS 的直接定位系統於是實現，並開始應用於飛機及汽車等移動遙測製圖平台，1996 年加拿大 Applanix 公司所發展的 POS 系列產品，是第一個商用的直接定位系統，圖 1.6 所示為直接定位技術的發展流程。

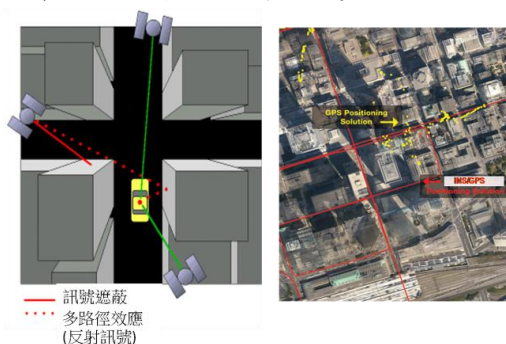


圖 1.3 GNSS 衛星訊號遮蔽的效應

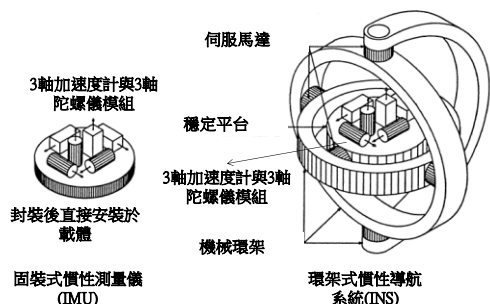


圖 1.4 環架式 INS 與固裝式

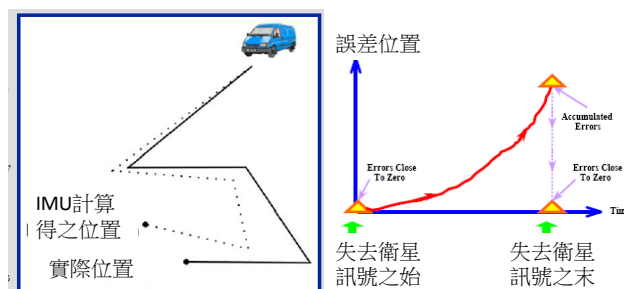


圖 1.5 INS 之誤差行為

如前所述，移動遙測製圖移動平台可以是衛星、飛機、直昇機、船舶、汽車或人，所搭載的定位定向感測器可能包括 GNSS 接收儀、INS 及里程計數器等，量測感測器系統則可以是相機、攝影機、多光譜掃瞄儀或雷射掃瞄儀等。配合不斷進步之電腦運算能力與容量，搭配各類移動平台之機動性並考量各種需求，便能在相應的領域上發揮其價值，移動遙測製圖的應用面也隨之更深更廣。與現有其他空間資訊擷取技術相較之下，多平台移動遙測製圖技術雖然未必可提供更好之定位精度，但仍具備如下之優點(Ellum, 2001)：

1. 以遙測技術快速獲取空間與屬性資料。
2. 資料容易重複使用與更新。
3. 作業效率高。
4. 提昇製圖技術自動化之程度。
5. 大幅減少作業成本（泛指施測面積之單價）。

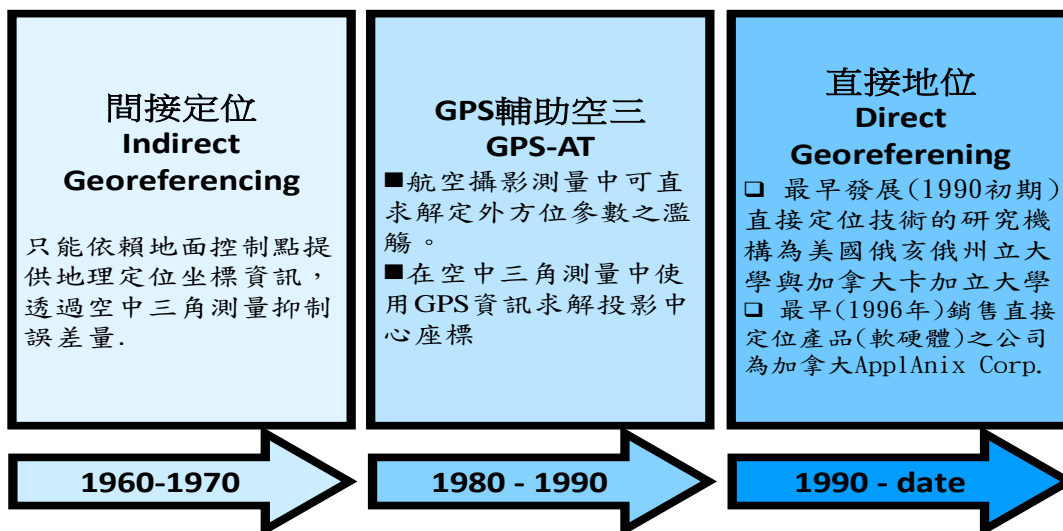


圖 1.6 直接定位技術之演進

如前所述，移動製圖技術可搭載於飛機上，但其涵蓋作業範圍與天氣依賴性之缺點與傳統航測技術相似。與傳統測量技術相較之下，車載移動製圖技術具備低侵入性與較佳的空間資訊擷取效率，同時因為待測目標與影像系統距離遠小於空載系統，故車載系統可以提供較完整的涵蓋面，同時車載系統可於較差天氣條件下運作，然而車載系統之缺點為其定位精度隨待測目標與影像系統之距離增加而變差，整合式定位定向系統精度受 GNSS 訊號遮蔽狀況遠較空載系統嚴重，而其作業環境亦受既有路網的限制。個人攜行式的移動遙測製圖技術的機動性遠較上述二者高，具備更佳的作業彈性，唯因為個人負重的限制，所以其可攜帶的系統精度自然較上述二者為低。所以本案之目的除了移動遙測製圖技術核心技術外，更將著重於探討未來多平台移動遙測製圖技術之作業模式與其成果之聯合處理架構，故本節首先針對多平台製圖技術之沿革歷程擇要提供精簡的回顧(江凱偉等人, 2011)。

車載移動製圖技術的濫觴，可追溯至 1980 年代初期部分加拿大的省政府及美國州政府提出的移動式高速公路設施維護系統(Mobile Highway Inventory System, MHIS)之需求。從 1980 年代迄今，目前初估至少 1000 台車載移動遙測製圖系統（含街景車）正遍布世界各地提供快速的空間資訊擷取方案，其中重要的里程碑可分為三個階段；第一階段為前 INS 時期，約自 1983 年至 1993 年；第二階段為後 INS 時期，約自 1993 年起至 2000 年；而最後一個階段為車載光達時期，約自 2000 年起至迄今。為因應不同使用者之需求，車載移動遙測製圖技術在這 30 年來其定位定向系統與觀測系統皆有明顯的變化，下面就分這三個時期簡單介紹代表性的系統與參考文獻。前 INS 時代的第一個代表性系統為加拿大亞伯達省政府與卡加利大學(University of Calgary)共同發展 Alberta MHIS。早期的車載移動製圖技術使用航位推算感測器，如陀螺儀、加速度計及里程計速器等，利用相對定位的原理來求取定位解。此時期所用的感測器多為類比式相機，所拍攝的照片詳實記錄公路設施的狀況，提供維修單位近即時的公路資訊。而此時期第二個代表性系統為美國俄亥俄州立大學(The Ohio State University)製圖中心(Center for Mapping)研發車載移動製圖系統，稱為 GPSVan。該系統使用 GPS 及里程計數器提供導航參數，該系統主要感測器為兩部可動態連續拍攝

立體像對的相機，透過近景攝影測量的原理可獲得特徵物的三維空間坐標，其定位精度界於 0.3 至 3 公尺間(Grejner-Brzezinska, 2001)。

後 INS 時代的代表系統為加拿大卡加利大學所研發的 VISAT 系列，該校投入車載移動製圖技術的研發已將近 30 年，首先於 1993 年順利將 INS/GPS 系統整合至 Alberta MHIS 中並發展出第一代的遙測技術架構，稱為 VISAT Van 第一代(Schwarz et al., 1993)。接下來提出的 VISAT 第二代整合了 INS/GPS、里程計數器、彩色 CCD 相機、攝影機等完整架構(El-Shiemy, 1996)。這套系統為全球首度引入使用環型雷射陀螺儀(Ring Laser Gyroscope, RLG)之導航等級 INS (陀螺飄移 $<0.01$ 度/小時)之系統，其定位精度為 0.1 至 1 公尺。該系統具備可調式攝影間隔與較高的拍攝行車速度(100 公里/小時)。2003 年該系統亦獲得加拿大研究學會大筆研究資金，在 VISAT 第二代的基礎上，針對硬體及相關軟體性能進行升級並打造全新的車輛，稱為 VISAT 第三代。與 VISAT 第二代相較之下，除電力系統大幅升級之外，控制電腦體積也大幅縮小，CCD 相機之性能大幅提昇並使用更高等級的 INS/GPS 整合系統。後光達時期約自迄今，與前二個階段的遙測製圖技術相較之下，其主要差異在影像擷取感測器部分新增的車載光達。

國內關於車載移動製圖系統相關的完整研發工作始於 2008 年，成功大學於 2008 年起自主研發車載移動製圖技術(含軟硬體)，如圖 1.7 所示，實測成果顯示無控制點直接平面定位精度為 15 公分(均方根誤差)，三維定位精度為 30 公分(均方根誤差)(Li, 2010)，而部份成果亦於美國導航學會 GNSS2010 年會發表並獲得最佳論文獎。本案自行研發了包含多感測器系統整合與觀測量同步、機電設計、精密定位定向演算法、感測器率定與直接定位模組等自主研發的移動製圖關鍵技術，也成功為國家訓練相關的技術人才。其他國家之空間資訊領域學界與產業界在這段時間亦積極地發展車載移動製圖技術，由這些發展趨勢可知，車載移動遙測製圖技術確實是能夠滿足空間資訊相關領域，日漸迫切需求的快速採集資料解決方案，而近年來國內外商用車載移動製圖技術之實例可參考江凱偉等人(2011)，目前國內陸續有廠商引入車載移動製圖平台，這些商用系統平均單價超過新台幣 3000 萬元。



圖 1.7 鷹眼平台

空載移動製圖技術的發展可追溯自 1990 年代初期，與車載移動製圖技術相似，其中重要的里程碑可分為三個階段；第一階段為前 INS 時期，約自 1985 年自 1995 年；第二階段為後 INS 時期，約自 1995 年起至 2000 年；而最後一個階段為空載光達時期，約自 2000 年起迄今。在前 INS 時期，歐美諸多學者提出以 GPS 多天線陣列之方式提供飛機的姿態(Cohen and Parkinson, 1992; El-Mowafy and Schwarz, 1994)，如此可應用至空中三角之解算程序中，但此種設計所提供之精度(0.1 至 0.03 度)受限於應用在航測飛機上可安置多天線陣列之基線長度(2 至 10 公尺)與 GPS 整數週波未定值之解算問題，故無法成為具備直接定位能力的空載移動遙測製圖技術主流產品(Mostafa and Schwarz, 1999)。

在前 INS 時期，約自 1990 年代初期歐美已有諸多學者已認知到慣性測量儀對發展空載移動製圖技術之必要性(Cannon and Schwarz, 1990)，而最早配置慣性測量儀之研究型空載移動遙測製圖技術為加拿大卡加利大學空間資訊工程系所開發(Skaloud et al, 1996)。其無控制點直接定位精度約為 30~40 公分。而空載系統之發展落後於車載系統之原因在於高精度 INS 的取得。在 1990 年初期發展的車載系統絕大部分只使用輪速計與陀螺儀，而空載系統對於完整的 INS 提供高精度三軸姿態解之需求更勝於車載系統，卡加利大學於 1993 年領先全世界引入 INS 應用於車載系統，故不難理解空載移動製圖技術之研發時程略晚於車載系統之原因。

同時美國俄亥俄州立大學於製圖中心於 1998 年發展類似的空載製圖系統(Airborne Integrated Mapping System, AIMS)，其無控制點直接定位精度約為 20~30 公分。引入直接定位技術之後，其人力以及時間成本可以大量減少，製圖效率大量提高。根據 Grejner-Brzezinska(2001)之統計，直接定位航測製圖成本可以節省至少 70%，而其精度亦可滿足絕大部分業主的需求且其製圖效率亦可提升至少 60%。Ip 等人(2004)整合了傳統使用地控點之間接定位(空三)與直接定位發展出使用整合式定位演算法(Integrated Sensor Orientation, ISO)之空載移動測繪系統以提升空載移動測繪系統之穩定性。最後一個階段為空載光達時期，與前二個階段的空載遙測製圖技術相較之下，其主要差異在影像擷取感測器部分搭載雷射掃描儀或光達。空載雷射掃描最早之實驗可追溯至 1970 至 1980 年代，但一直到雷射掃描儀與 INS/GPS 整合式定位定向系統之相關軟硬體技術成熟後，自 1995 年後才逐漸引入空間資訊領域之相關應用(Axelsson, 1999)。

國內有部分大型測量公司與農林航測所等單位陸續引進空載移動測繪系統從事測圖作業，但無單位實際進行具備直接定位能力之空載移動測繪系統研製。成功大學測量及空間資訊系於 2009 年進行空載傾斜攝影之直接定位系統之先期研究，並逐漸掌握相關之關鍵技術。同時除了使用各式量測型相機所開發之空載移動測繪系統外，在 2000 年前後陸續有廠商與研究單位如工研院、交通大學、中央大學與成功大學等機構因應政府機關委託案之故陸續引進了光達之空載移動製圖系統，目前國內沒有任何研究機構從事空載光達移動製圖系統之系統研發工作。

個人攜行移動製圖技術的發展可追溯自 2000 年代初期，加拿大卡加利大學空間資訊工程系發展出輕量且低成本之個人攜行移動製圖系統之原型(Ellum, 2001)。在相機與待測物距離維持 30 公尺之條件下，該系統無控制點平面直接定

位精度為約為 20 公分，高程精度約為 10 公分(Ellum, 2001)。系統硬體成本在新台幣 50 萬元以下，本原型只使用數位磁羅盤而非使用慣性測量系統提供姿態訊息，唯數位磁羅盤在都市地區易受磁場干擾而呈現不穩狀態，未來宜以慣性測量儀取而代之以提供更穩定之姿態訊息(Ellum, 2001)。個人攜行式製圖系統尤其有利於災區之測量，於第一時間以人員攜帶系統進入災區蒐集空間資訊，以有效達到災損評估及災區域監控之目的，目前成功大學測量及空間資訊系正在研發搭載戰術等級慣性測量儀、雙頻雙系統大地等級衛星接收儀與雙數位相機之個人攜行系統，系統之三維直接定位精度預估在 10-20 公分之間。

船載移動製圖技術之發展與應用可追溯至 2005 年(Zach et al., 2011)，其主要之系統架構沿用車載光達之移動製圖系統架構，並增加穩定平台之功能以克服海象對精度之影響。Zach 等人於 2011 年發表利用 RIGEL VMX-250 搭配 GNSS 接收儀、戰術等級慣性測量儀至於船上，並於義大利威尼斯地區沿運河掃描相關古蹟，針對河道兩旁的目標物進行掃瞄，並記錄在河道上行駛軌跡。該研究初步成果顯示，在短時間內可以得到高解析度的成果。而未來希望可以達到更高密度更高解析的資料，並提高掃瞄與資料處理的速度，對於建物的微小損壞或精細的建物紋理或圖形，可更仔細地描繪出來；而對於潮溼的建物或外牆，可藉由測量反射率的研究，取得更多不同所需的資訊，做進一步相關的探討。

### 1.3 本案工作項目

本團隊執行內政部辦理「100 年度發展與應用多平台遙測製圖技術工作案」，此工作案為國內首度以系統研發角度探討，並自行研發多平台製圖系統之關鍵技術，其意義本不在與現有商用系統競爭，而是希望透過自主研發與設計之關鍵技術以擴大空間資訊專業人才之訓練、強化年輕學者之國際競爭力與提升國內空間資訊工程領域之技術水準，現有商用系統連除錯或軟體升級都需要花費鉅額經費，未來可以透過自主研發之系統大幅降低採購成本與增加生產力，如此才不枉高額經費採購系統但卻無法掌握關鍵技術。

鑑於目前國內使用多平台製圖作業愈普及，為了確保未來多平台移動製圖成果之精度，建議針對使用多平台遙測技術參與國家地圖繪製、土地調查與防救災等相關業務作業的系統，透過國際公認的標準測試程序與設備進行 INS/GNSS 整合定位定向系統規格測試與分析，以確認系統之性能符合規格與任務之需求。現有商用定位定向系統之精度，仍會受 GNSS 訊號遮蔽之效應而損及多平台製圖系統之效益，因此進一步領先國際發展抗 GNSS 訊號遮蔽效應與具備後處理 VRS 功能之定位定向演算法，以進一步確保多平台製圖系統成果之精度與穩定性。

如前所述，多平台製圖技術除了常使用於空載及車載系統上外，亦可使用於船載系統上。海水面高度為潮位高資訊之起算點，其成果之優劣與載具(如船、浮漂、航空器以及衛星等)的定位精度息息相關。故探討戰術等級慣性測量儀於量測海水面高度之科學應用，亦是值得進一步探討之方向。而透過結合空載、車載與個人攜行式所提供之移動測繪資訊發展之多平台製圖技術；並進一步整合各式地理資訊系統圖資與多平台遙測系統影像，發展聯合土地利用調查作業模式以進一步推廣多平台製圖技術；同時未來可將自主的多平台製圖技術廣泛

應用於快速防災減災任務，以確保國土安全與減低國民生命財產之損失。

根據服務建議徵求書，本計畫於八個月中完成的工作項目如下：

#### 一、建立多平台製圖系統測試及率定實驗室

1. 分析多平台製圖系統之各式系統誤差，並針對誤差原因提出改正方式。
2. 設計修正多平台製圖系統誤差之演算法。
3. 設計提升系統中慣性測量儀效能之架構。
4. 設立單一相機內方位率定場。
5. 設立多組相機相對方位率定場。
6. 規劃車載製圖系統率定場。
7. 規劃個人攜行製圖系統率定場。

#### 二、研製抗 GNSS 訊號脫落及干擾之定位定向系統演算法

1. 分析 GNSS 訊號脫落長度對定位定向系統之影響。
2. 分析慣性測量儀初始化時間對多平台遙測製圖系統之影響。
3. 研提慣性測量儀快速初始化技術。
4. 研製抗 GNSS 訊號脫落及干擾之定位定向演算法架構。

#### 三、結合內政部 e-GPS 系統，發展新式定位定向演算架構於應用領域

1. 虛擬主站 RTK 技術於移動製圖領域應用之文獻回顧。
2. 分析主站空間相關性對現有後處理差分動態定位定向演算法之限制。
3. 研發含 VRS 技術後處理之感測器動態定位定向演算架構。
4. 新式後處理 VRS 動態定位定向演算架構、傳統後處理差分模式動態定位定向演算架構與後處理精密單點定位定向演算架構之動態測試與精度分析。
5. 規劃新式定位定向演算架構試作區，並評估推展於地籍測量之可行性。

#### 四、評估戰術等級定位定向系統之應用

1. 搭配岸邊靜態固定站進行船載 GPS 資料之計算，並應用全測站儀器測得天線之間的相對位置以進行 GPS 定位成果之驗證。
2. 解算船重心位置的戰術等級定位定向系統量測資料，並與前項 GPS 定位成果推得的船行姿態角進行比較與修正。
3. 應用前項修正後的船行姿態角資訊獲得船重心位置的修正後橢球高，以推算每個觀測時刻的精確海水面高度。

#### 五、多平台製圖系統聯合作業模式之研究

1. 研提車載、空載與個人攜行系統聯合作業模式，進行絕對定位精度分析。
2. 以服務導向網路架構，配合雲端發展技術，整合各式地理資訊系統圖資與多平台遙測系統影像，發展聯合土地利用調查作業模式。

#### 六、論文期刊



1. 繳交期刊或研討會論文文稿至少 4 篇，其中 1 篇需提送國際期刊(SCI/EI 等級)。

本案執行本案之各項任務時程，遵照本案之工作計畫書預定時程進行，並於 101 年度 4 月起每個月工作專案月報回報至內政部地政司，作為每月進度檢核依據。表 1.1 為執行本案之分月進度表，圖 1.8 為分月進度折線圖，本案於各項任務皆如期完成進度。

表 1.1 分月進度表

任務名稱	權重	年度	2012										
		月份	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	
建立多平台製圖系統 測試及率定實驗室	18%	預定	0.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5		
		實際	0.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5		
研製抗 GNSS 訊號脫 落及干擾之定位定向 系統演算法	18%	預定	0.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5		
		實際	0.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5		
結合內政部 e-GPS 系 統，發展新式定位定向 演算架構於應用領域	18%	預定	0.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5		
		實際	0.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5		
評估戰術等級定位定 向系統之應用	18%	預定	0.5	2.5	2	2	2	2	2	2	2	2	1
		實際	0.5	2.5	2	2	2	2	2	2	2	2	1
多平台製圖系統聯合 作業模式之研究	18%	預定	0.5	2.5	2	2	2	2	2	2	2	2	1
		實際	0.5	2.5	2	2	2	2	2	2	2	2	1
論文期刊	4%	預定				2						2	
		實際				2						2	
工作計畫書	2%	預定		2									
		實際		2									
期中報告	2%	預定					2						
		實際					2						
期末報告	2%	預定										2	
		實際										2	
總進度	100%	預定	2.5	17	28.5	42	55.5	67	78.5	90	98	100	
		實際	2.5	17	28.5	42	55.5	67	78.5	90	98	100	

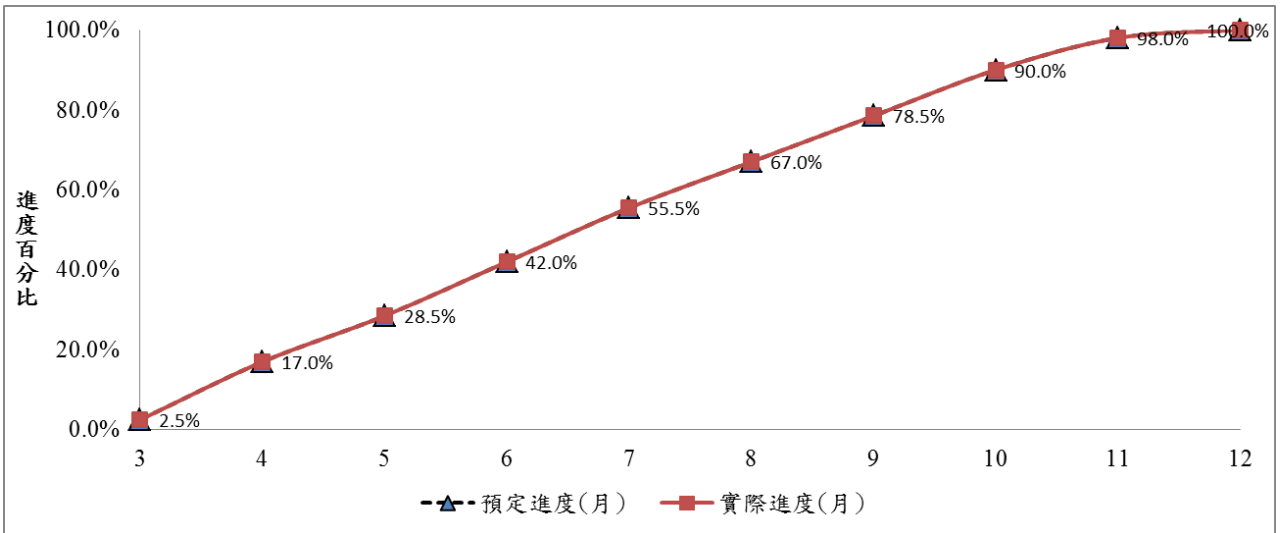


圖 1.8 分月進度折線圖

## 第二章、 建立多平台製圖系統測試及率定實驗室

鑑於目前國內使用多平台移動製圖作業愈發普及，透過國際公認的標準測試程序與設備進行多平台製圖系統規格測試與率定，進一步確認系統之性能符合規格與任務之需求；如此可以確保多平台製圖成果之精度。多平台製圖系統所使用之平台可以是衛星、飛機、直昇機、船舶、汽車或人，所搭載的定位定向感測器可能包括 GNSS 接收儀、INS 及里程計數器等，影像觀測感測器系統則可以是相機、攝影機、多光譜掃瞄儀或雷射掃瞄儀等。本工作案針對車載、空載、與個人攜行式製圖系統依其適用的感測器規格分析各系統誤差源與其誤差量級，同時探討這些系統誤差對直接定位精度之影響以建立符合現行多平台製圖系統硬體規格之誤差預算表以供系統自我檢核之用。

### 2.1 分析多平台製圖系統之各式系統誤差

#### 2.1.1 多平台製圖系統之各式系統誤差來源

多平台製圖系統之直接地理定位過程，包含運算 GNSS 定位、INS 位置/姿態、系統率定、相機精度、拍攝影像幾何關係等。因此，各模組的觀測量誤差及系統誤差可用來評估三維定位精度。下述為一階誤差分析公式：

$$\begin{aligned} \delta r_i^m = & \delta r_{INS}^m(t) + \delta R_b^m(t) \cdot (S^i \cdot R_S^b \cdot r^S + a^b) + \\ & R_b^m(t) \cdot (S^i \cdot \delta R_S^b \cdot r^S + \delta a^b) + \\ & R_b^m(t) \cdot (\delta S^i \cdot R_S^b \cdot r^S + S^i \cdot R_S^b \cdot \delta r^S) + (V + \omega) \cdot \delta T \end{aligned} \quad (2.1)$$

上述公式包含 INS/GNSS 定位( $\delta r_{INS}^m(t)$ )及 INS 定向誤差( $\delta R_b^m(t)$ )、率定誤差( $\delta a^b$ 、 $\delta R_S^b$ )、目標物位置及幾何誤差( $\delta S^i$ 、 $\delta r^S$ )、同步化誤差( $\delta T$ )，此五種主要的誤差將影響後續計算三維直接定位的精度。詳細公式說明請參考文獻 El-Sheimy et. al. (1995)、Schwarz 和 El-Sheimy (1996)與 Ip(2005)。

#### 1. INS/GNSS 定位定向誤差

整合 INS/GNSS 系統內包含定位( $\delta r_{INS}^m(t)$ )及姿態定向 ( $\delta R_b^m(t)$ )誤差之影響，各自系統存在的誤差與剩餘誤差於更新時造成的影響量將決定 POS 系統的精度。圖 2.1 所示為當基線長為 20 公里時，INS/GNSS 的定位誤差成果。圖中所示，實驗過程可視衛星數目為 5 顆，定位誤差為 10 公分等級，均方根誤差為 7 公分。當衛星失鎖或缺乏零速更新(ZUPT)時，INS 系統將獨立運作，由於 INS 系統特性，誤差將快速累積。當重新取得衛星訊號時，INS 可幫助 GNSS 重新計算得整數週波未定值。

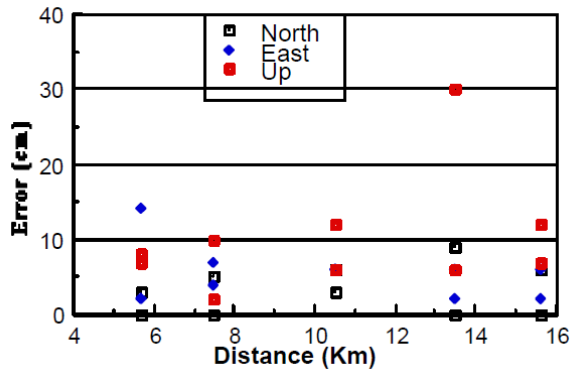


圖 2.1 GNSS/INS 定位誤差(摘自 El-Sheimy, 1996)

當 INS 獨立運作時，INS 誤差來自於初始位置誤差、初始速度誤差、初始姿態誤差、陀螺儀飄移、加速度計偏差等。由於這些誤差的來源，INS 運算結果包含了(1)長期誤差，稱之為舒勒震盪(Schuler oscillations)，週期約為 84.4 分鐘，詳情請參閱文獻 Britting (1971)；(2)短期誤差，約為 20 到 30 秒。一般 INS /GNSS 定位誤差約為 5 公分(週波未定值已知)，速度誤差為 2 公分/秒(二次差分成果)，INS 中的加速度計及陀螺儀於未模式化情況下，其加速度計偏差可達到 10 到 20 mGal，陀螺儀初始姿態角為 10 角秒(arcsec)，INS 系統在獨自運作的環境於 20 秒將累積到 57 公分的定位誤差。式 2.2 為 INS 定位誤差公式：

$$\delta P_{t_2} = \delta P_{t_1} + \delta V_{t_1} \cdot (t_2 - t_1) + \frac{1}{2} \delta a_{t_1} \cdot (t_2 - t_1)^2 + \delta \varepsilon \quad (2.2)$$

其中， $\delta P_{t_1}$  為時間  $t_1$  的位置誤差  
 $\delta P_{t_2}$  為時間  $t_2$  的位置誤差  
 $\delta V_{t_1}$  為時間  $t_1$  的速度誤差  
 $\delta a_{t_1}$  為時間  $t_1$  的加速度偏差誤差  
 $\delta \varepsilon$  為平台的初始姿態誤差

由式 2.1 可知，INS/GNSS 定位誤差  $\delta r_{INS}^m(t)$  對直接定位誤差  $\delta r_i^m$  之影響可視為線性傳播，意即上述 57 公分的定位誤差將導致同等級的直接定位誤差。

相反的，INS/GNSS 定向誤差  $\delta R_b^m(t)$  對直接定位誤差  $\delta r_i^m$  之影響量為  $\delta R_b^m(t) \cdot (S^i \cdot R_S^b \cdot r^S + a^b)$ ，換言之，INS/GNSS 定向誤差對直接定位成果之影響與目標距離(或航高)具備高相關性( $S^i$  值與目標距離或航高有關)。如 0.005 度之 INS/GNSS 定向誤差將導致 1 公里的物體產生 8 公分之直接定位誤差。

INS 系統計算更新時會受到 GNSS 誤差來源的影響。由於 GNSS 為時間獨立運作的系統，不同於 INS 需要其他資訊協助運作，因此沒有上述 INS 的誤差。而 GNSS 的誤差包含(1)多路徑效應，當系統在動態模式情況時常被忽略，其誤差約為公分等級；(2)恆定偏差，主要來自於初始週波未定時之系統偏差。靜態初始化時間長短、基線長度、電離層活動影響等都會影響 GNSS 的恆定偏差值。當基線長短於 7 公里，觀測時間 20 分鐘，其偏差量約為  $\pm 5$  公分。若考慮太陽活

動與長基線，其影響恆定偏差值將會更大；(3)相位觀測量雜訊，來自於電離層活動及高速動態運作下的影響，詳細內容請參考文獻 Zhang (1995)。

## 2. 率定誤差

相機率定的目的主要為瞭解該鏡頭之透鏡畸變模式、焦距與像主點等內方位參數，以便在進行三維坐標量測時可自動修正其系統性誤差。由於所使用之數位相機並沒有框標可以決定影像坐標，且數位相機之 CCD 是使用高精密的次微米半導體科技所製作，其像平面影像坐標的定義及平坦性較底片穩定且一致。因此可採用附加參數自率光束法平差進行相機率定，也就是將內方位參數變當作附加參數來求解。如公式 2.3、2.4 所示為中心透視投影之共線條件式，其中  $\Delta x$ 、 $\Delta y$  之目的即是用以補償透鏡畸變之附加參數。

$$x_a = x_p - c \frac{r_{11}(X_A - X_O) + r_{12}(Y_A - Y_O) + r_{13}(Z_A - Z_O)}{r_{31}(X_A - X_O) + r_{32}(Y_A - Y_O) + r_{33}(Z_A - Z_O)} + \Delta x \quad (2.3)$$

$$y_a = y_p - c \frac{r_{21}(X_A - X_O) + r_{22}(Y_A - Y_O) + r_{23}(Z_A - Z_O)}{r_{31}(X_A - X_O) + r_{32}(Y_A - Y_O) + r_{33}(Z_A - Z_O)} + \Delta y \quad (2.4)$$

而固定臂 (lever arm) 與軸角 (boresight) 率定，即 INS 中心、GNSS 天線中心、相機透視投影中心之間的相對偏移量及三軸的偏差量，其偏移量將會影響後續定位的精度。首先針對地面控制點進行拍攝，並量測所有率定用影像間之連結點，透過光束法平差求解得影像之外方位參數，再與經線性內插之 INS/GNSS 定位定向成果比較，最後計算兩者之位置及姿態平均差異量後完成率定。以下為線性內插之公式：

$$y = y_0 + (x - x_0) \frac{y_1 - y_0}{x_1 - x_0} \quad (2.5)$$

其中， $x$  為影像攝影時刻記錄至 100nsec 之時鐘卡時間資訊

$y$  為該影像拍攝時刻待求之 INS/GNSS 定位定向位置、姿態資訊

$x_0$  為小於並最接近該影像拍攝時刻 INS/GNSS 位置、姿態資訊之時間

$y_0$  為小於並最接近該影像拍攝時刻 INS/GNSS 位置、姿態資訊

$x_1$  為大於並最接近該影像拍攝時刻 INS/GNSS 位置、姿態資訊之時間

$y_1$  為大於並最接近該影像拍攝時刻 INS/GNSS 位置、姿態資訊

利用軟體利用人工量測連結點及核線檢核等功能進行像點量測提升像點量測精度，並進行光束法平差求解，達成良好的外方位參數成果，而後便得以進行感測器間相對關係的求解。

在固定臂率定方面，每一幅影像在光束法平差後即可獲得相機透視中心在物空間坐標框架之位置向量 ( $r_c^M$ )，同時透過 INS/GNSS 感測器，經內插可以得到 INS/GNSS 中心在該攝影時刻下之物空間坐標系位置向量 ( $r_{INS/GNSS}^M$ )，因此依照下式求解固定臂 ( $r_{INS/GNSS\_c}^b$ )。

$$r_{INS/GNSS\_c}^b = R_M^b (r_c^M - r_{INS/GNSS}^M) \quad (2.6)$$

在相機之軸角率定方面，每一幅影像都可以透過光束法平差成果得到相機與物空間坐標框架間之旋轉矩陣( $R_M^c$ )，同一時間也透過 INS/GNSS 及內插程式求得 INS/GNSS 在該攝影瞬刻下相對於物空間坐標系統之旋轉矩陣( $R_M^b$ )，因此相機相對於 INS 之旋轉矩陣即可利用下式求解而得。

$$R_c^b = R_M^b (R_M^c)^{-1} \quad (2.7)$$

由上述公式可知光束法平差成果與 INS/GNSS 之定向定位精度將間接影響到後續直接定位的精度，因此良好的地面控制場之控制點分布與精度、外方位解算時的近景攝影網型幾何及 GNSS 之觀測品質(訊號遮蔽或者多路徑效應等現象)，才能確保率定成果之精度。

### 3. 目標位置及幾何誤差

目標位置及幾何誤差( $\delta r^S$ 、 $\delta S^i$ )與影像量測精度及交會幾何高度相關。目標位置誤差 $\delta r^S$ 對直接定位誤差 $\delta r_i^m$ 之影響為 $R_b^m(t) \cdot (S^i \cdot R_S^b \cdot \delta r^S)$ 而幾何誤差 $\delta S^i$ 對直接定位誤差 $\delta r_i^m$ 之影響為 $R_b^m(t) \cdot (\delta S^i \cdot R_S^b \cdot r^S)$ 。其中相對於載體行進方向可分為平行於行進方向之縱向誤差及垂直於行進方向之橫向誤差。而對於目標誤所造成的定位誤差之影響可透過弧形公式 $\Delta = R * \theta$ 而求得，其中 $\Delta$ 為導致的誤差， $R$ 為量測距離， $\theta$ 為影像量測誤差轉換為弧度，如 0.01pixel 量測誤差將導致 1 公里的物體產生 0.5 公分量測誤差。而幾何誤差 $\delta S^i$ 則同時與量測精度和交會幾何有關，以交會角  $90^\circ$  有最強之交會幾何。如 0.01pixel 量測誤差對於目標物距離 1-3 公里時存在 2.5 公分的影響。

### 4. 同步化誤差

由於我們每個感測器間的震盪器頻率不同，儀器規格也不同，使得其採樣頻率上難以一致(如 100Hz 的 IMU 與每秒可拍攝 14 張的影像感測器)，因此資料匹配便是一個重要的議題，以電腦內部軟體比對的方式並不是一個太好的作法，當電腦同時執行許多程式時，並非同時處理，而是存在先執行與後執行的問題，這樣的情形將造成執行上的延遲，也就是所謂的執行權限的問題，假如不處理這些問題，那麼資料的同步誤差將是影響移動遙測製圖系統的重要因素。

透過 GNSS 接收機，以穩定每秒 1 脈衝的 GNSS 訊號作為時間起始，秒間則以接收機之震盪器進行時間區分作為其他感測器的比對參考，這樣一來就可以知道感測器訊號位於 GNSS 第幾秒訊號的脈衝下的第幾個時間區分，最後由接收之導航訊息便可得到絕對之協調世界時(Coordinated Universal Time, UTC)，這樣一來便可以與其他感測器資料進行比對，內插得出其相應的資料，例如我們影像拍攝時刻的 INS/GNSS 位置及姿態資料，這樣的一個能力，便滿足移動遙測製圖系統的直接定位需求。圖 2.2 所示為同步概念說明，圖 2.3 為硬體設計的概念圖。

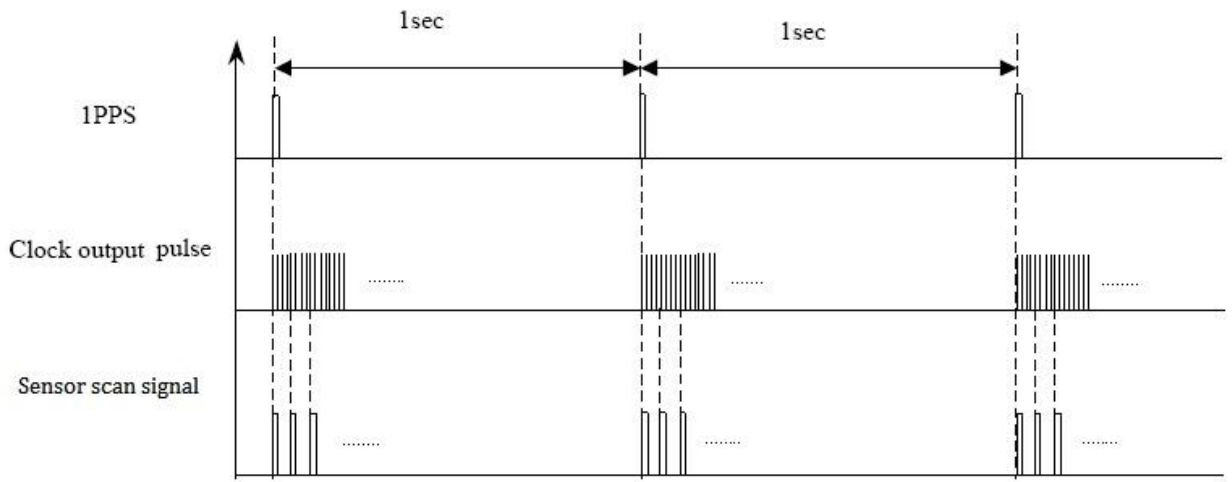


圖 2.2 同步概念

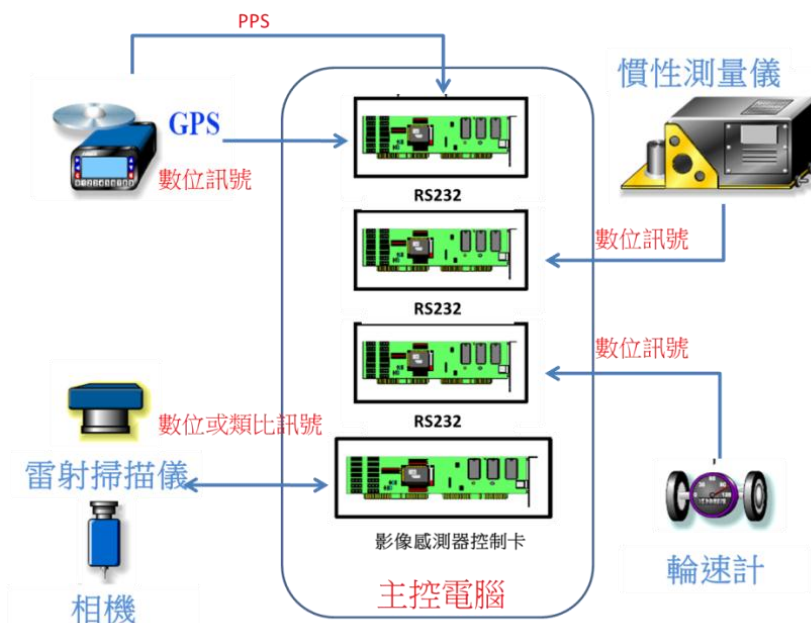


圖 2.3 系統硬體設計概念圖

### 2.1.2 多平台各式系統誤差比較

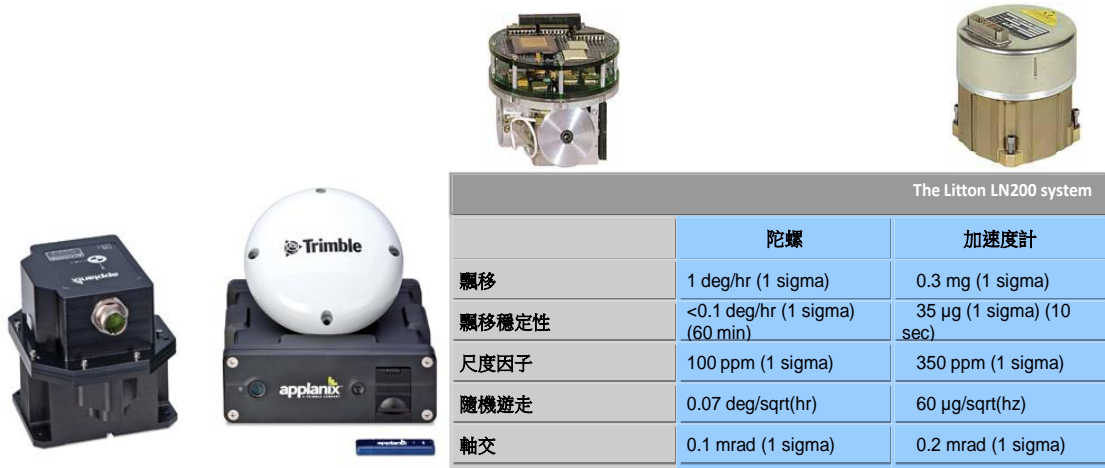
根據上述不同的誤差來源，依不同平台應用所搭載儀器及作業環境進行誤差分析比較，表 2.1 比較三種載體的環境因子與現行商用主流系統所採行之規格。表 2.1 中所列的 POS-AV510 為加拿大 Applanix 所生產的整合式定位定向系統，目前台灣絕大部分空載系統(含光達)都使用這套系統，該系統使用具備飄移穩定性為 0.1 度/小時光纖陀螺儀之 LN200 慣性測量儀(售價 5 萬美金)，如圖 2.4 所示，整套系統售價在 800 萬台幣，本套系統受國際武器輸出許可(ITAR)管制，交期約在半年至 1 年。而目前國內廠商所引進之車載系統所使用 POS-LV510 亦使用同款慣性測量儀，並搭配外接輪速計而成。空載系統的應用環境為高動態、航高(目標距離)超過 1000 公尺，但鮮有長時間(大於 1 分鐘)衛星訊號斷訊之影響，而 LN200 慣性測量儀原來的用途為提供短時間(小於 30 分鐘)的戰術飛彈使用，故其適用空載系統之應用。但此系統若是拿來提供車載系統使用，其定位定向精度約只可以應付少於 1~2 分鐘之衛星訊號遮蔽，即便是在使用輪速計的輔助

之下，其即時定位精度亦可只達約 0.3-0.5% (亦即純慣性導航行走 100 公尺定位誤差飄移 30-50 公分)，後處理的定位精度約在 5-10 公分，此等級系統其實對於台灣之高密度都市叢林環境下之車載應用而言是明顯不足的。故表 2.1 所列出之車載系統為根據加拿大卡加利大學空間資訊工程系之 VISAT 第三代所使用的導航等級系統，該系統使用陀螺飄移穩定性為 0.002 度/小時之環型雷射陀螺儀，而該系統原先設計時即為提供無 GNSS 輔助之慣性測量與軍事輪車導航與雷達定向(目標距離超過 30 公里)之用，如圖 2.5 所示，在使用輪速計的輔助之下，其即時定位精度亦可達約 0.05% (亦即純慣性導航行走 100 公尺定位誤差飄移 5 公分)，後處理的定位精度約在 0.5-1 公分，此精度符合車載系統之應用。整套系統售價在 700 萬台幣，本套系統受國際武器輸出許可(ITAR)管制。由於目前無商用的個人攜行式移動製圖系統，表 2.1 所推薦使用於個人攜行式系統所使用的整合式定位定向系統為目前成功大學自行組裝的規格，該慣性測量儀屬中階戰術等級，使用飄移穩定性為 1-3 度/小時之微機電陀螺儀，售價約新台幣 150 萬。其優點為重量輕、耗電量小與精度符合個人攜行系統所用。表 2.2 所示為慣性測量儀之分類規格。最適合車載系統的慣性測量儀為導航等級系統，此等級系統一般使用雷射陀螺儀，而此等級系統受到國際武器輸出許可之嚴格管制，目前台灣幾乎是確定無法拿到美國國務院之出口許可，但歐洲的出口管制對於民間的使用者較為友善，故在使用者出具終端使用者說明與保證該系統只在歐盟核准之地區作業之條件下，是有機會取得此等級系統。表 2.3-2.5 分別所示為根據表 2.1 之規格分析空載、車載和個人攜行之不同誤差來源所造成的定位精度影響量。

表 2.1 多平台製圖系統環境因子比較

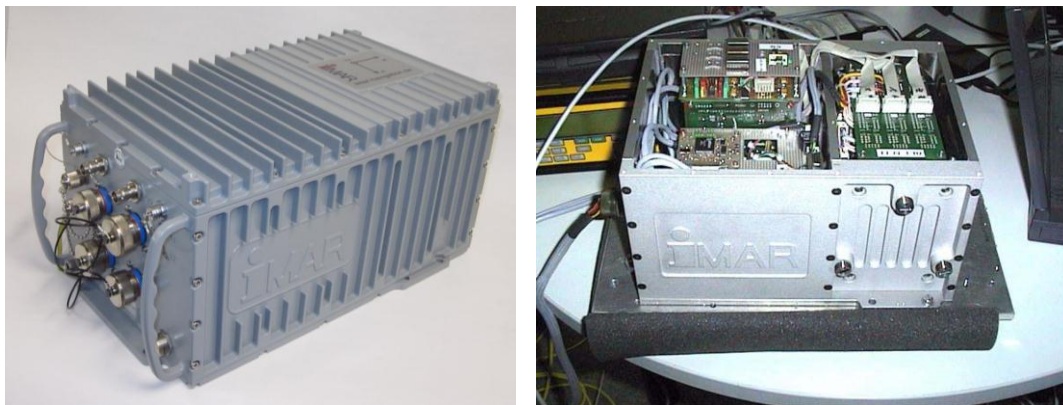
		空載	車載	個人攜行
IMU	代表儀器	POS-AV510	iNAV-RQH	C-MIGITS III
規格	加速度計飄移( $\mu\text{g}$ )	<150	25	200
	陀螺儀飄移穩定性(度/時)	0.1	0.002	1-3
後處理 POS 精度 (平滑器)	定位(公尺)	0.05-0.1	0.02-0.05	0.05-0.1
	俯仰(度)	0.005	0.003	0.05
	滾轉(度)	0.005	0.003	0.05
	航向(度)	0.008	0.003	0.08
GNSS 遮蔽率(%)		0	10 - 70	10 - 90
GNSS 遮蔽 60 秒 (後處理，無 輪速計)	定位(公尺)	0.11-0.3	0.01-0.05	1.1-3
	俯仰(度)	0.01	0.005	0.1
	滾轉(度)	0.01	0.005	0.1
	航向(度)	0.012	0.008	0.12
載體平均速度(公里/時)		180 - 300	5 - 120	0 - 5
觀測物距(公尺)		1000 - 3000	5 - 30	0.5 - 5





The Litton LN200 system		
	陀螺	加速度計
飄移	1 deg/hr (1 sigma)	0.3 mg (1 sigma)
飄移穩定性	<0.1 deg/hr (1 sigma) (60 min)	35 µg (1 sigma) (10 sec)
尺度因子	100 ppm (1 sigma)	350 ppm (1 sigma)
隨機遊走	0.07 deg/sqrt(hr)	60 µg/sqrt(hz)
軸交	0.1 mrad (1 sigma)	0.2 mrad (1 sigma)

圖 2. 4 POS AV510



Range:	± 400 °/s (no angle limitation)	±20 g
Drift (unaided) / Offset:	< 0.002 °/hr	< 25 µg
Bias Stability:	< 0.002 °/hr (const. temp.)	< 10 µg
Random Walk / Q:	< 0.0015 °/√h	< 8 µg/sqrt(Hz)
Resolution:	0.0003 ° (1,13"), < 0.001 °/s	< 5 µg (depends on data rate)
Scale/Linearity Error:	< 5 ppm / < 5 ppm	< 100 ppm / < 20 µg/g <sup>2</sup>
Axis Misalignment:	< 25 µrad	

圖 2. 5 iNAV-RQH



System Performance		
	Specification	
Position (SEP)	3.9 m	
Velocity (1σ, horiz/vert)	0.1/0.1 m/s	
Pitch/Roll (1σ)	1.0 mrad	
Heading (1σ, in motion)	1.5 mrad + d <sup>(1)</sup>	
Timemark Output 1pps	±1 µs	
	Gyro	Accelerometer
Bias - In run stability from turn -on (1σ)	1-3 °/hr	200 µg
Random Walk Noise (1σ)	0.035 °/√hr	60 µg /√Hz

圖 2. 6 C-MIGITS III

表 2.2 慣性測量儀之分類規格(Titterton and Weston, 2004)

效能	戰略等級 (INS)	導航等級 (INS 或 IMU)	戰術等級 (IMU 或 ISA)	微機電等級 (IMU 或 ISA)
定位誤差(純慣性 導航模式)	< 30 公尺/小時 (>500,000美金)	2-4公里/小時 (150K-300k美金)	20-40公里/小時 (20K-120K 美金)	50-500公尺/分鐘 (<10K美金)
陀螺飄移(度/小時)	0.0001	0.01-0.001	0.1- 10	10 – 3600
加速度飄移	1 $\mu$ g	50 – 100 $\mu$ g	100 – 1000 $\mu$ g	0.1 – 0.5 g
出口管制	<input type="checkbox"/> ITAR(有錢買不到)	<input type="checkbox"/> ITAR(買到可能性低)	<input type="checkbox"/> ITAR(美國產品) <input type="checkbox"/> EU (歐洲產品)	<input type="checkbox"/> 無
應用	<input type="checkbox"/> 洲際彈道飛彈 <input type="checkbox"/> 潛水艇	<input type="checkbox"/> 車載移動遙測製圖系統 <input type="checkbox"/> 空載底片型移動遙測製圖系統 <input type="checkbox"/> IFSAR <input type="checkbox"/> 輪車導航系統 <input type="checkbox"/> 指北系統	<input type="checkbox"/> 與GNSS整合提供一般移動遙測製圖應用 <input type="checkbox"/> LIDAR <input type="checkbox"/> 空載像幅型移動遙測製圖系統 <input type="checkbox"/> 戰術飛彈	<input type="checkbox"/> 個人攜行式系統

由表 2.1 中可知，各載台因其目的、特性不同，所搭載定位儀器不同，造成不同精度等級之直接定位能力。空載製圖系統，因測區範圍廣、目標物距長、載體平均速度快，故須搭載高規格之定位定向感測器。車載製圖系統，相對於空載較不受限於氣候及飛安控管影響，其機動性相對較高，但受限於作業區域，使得 GNSS 接收機長期處於高遮蔽率區域，須輔以輪速計或特定之演算法約制其定位定向精度；車載製圖系統，雖然觀測物距較短，但因受限於路網其載體運作方向交會幾何會較差且作業的深入性較不足。個人攜行系統，機動性相對較低，較適合局部性測量，但不受限路網影響相較於車載有高度的深入性且觀測物距最短，其交會幾何及影像量測精度較高，利用一定等級之定位定向感測器，即可達成高精度製圖之目的。表 2.3-2.5 分別針對空載、車載和個人攜行製圖系統，預估其直接地理定位各誤差來源大小，由各表可知製圖系統整體精度與其定向及率定精度有絕對關係。

表 2.3 空載系統誤差來源與大小

誤差來源	預估大小	對 $\delta r_i^m$ 影響	特性
INS/GNSS 位置誤差	5-10 公分	5-10 公分	對於同一張影像上的任意點，誤差影響皆一致，其誤差量與 GNSS 之觀測品質有高相關。
INS/GNSS 姿態誤差	0.005-0.008 度	物距距離 1-3 公里時存在 8-90 公分的影響	取決於相機與物體之間的距離，其誤差量與 GNSS 之觀測品質有高相關。
率定誤差 $\delta R_s^b$	0.005-0.008 度	物距距離 1-3 公里時，存在 8-90 公分的影響。	相機與物體之間的距離將影響三維定位精度，其誤差值為一常數。
率定誤差 $\delta a^b$	0.5-2 公分	物距距離 1-3 公里時存在 0.5-2 公分的影響。	取決於率定時相機交會幾何對三維定位之解算精度若能考慮相機間固定之相對方位，對精度會有顯著的提升。
目標定位 與幾何誤差 $\delta r^S$	0.01 pixel	物距距離 1-3 公里時存在 0.5 公分的影響。	取決影像坐標觀測誤差，導致橫向 (across-track) 誤差。
目標定位 與幾何誤差 $\delta S^i$	0.01 pixel	物距距離 1-3 公里時存在 2.5 公分的影響。	取決於立體影像之交會幾何對三維定位精度之影響量，導致縱向誤差。
同步誤差 $V\delta T$	$10^{-6}$ sec	當時速 300 公里 / 時 存在 0.008 公分的影響。	其引入縱向誤差，可藉由時鐘卡降低其誤差。
同步誤差 $\omega\delta T$	$10^{-6}$ sec	當 $\omega$ 為每秒 10 度時存在 $10^{-6}$ 度的影響。	其說明關於橫向誤差，為相機與物體的距離誤差大小方程式。

表 2.4 車載系統誤差來源與大小

誤差來源	預估大小	對 $\delta r_i^m$ 影響	特性
INS/GNSS 位置誤差	1-5 公分	1-5 公分	對於同一張影像上的任意點，誤差影響皆一致，其誤差量與 GNSS 之觀測品質有高相關。
INS/GNSS 姿態誤差	0.003-0.005 度	物距距離 30 公尺時存在 1-4 公分的影響。	取決於相機與物體之間的距離，其誤差量與 GNSS 之觀測品質有高相關。
率定誤差 $\delta R_s^b$	0.05-0.1 度	物距距離 30 公尺時存在 1-2.5 公分的影響。	相機與物體之間的距離將影響三維定位精度，其誤差值為一常數。
率定誤差 $\delta a^b$	0.1-0.3 公分	物距距離 30 公尺時存在 0.1-0.3 公分的影響。	取決於率定時相機交會幾何對三維定位之解算精度若能考慮相機間固定之相對方位，對精度會有顯著的提升。
目標定位 與幾何誤差 $\delta r^S$	0.5 pixel	物距距離 30 公尺時存在 2.5 公分的影響。	取決影像坐標觀測誤差，導致橫向誤差。
目標定位 與幾何誤差 $\delta S^i$	0.5 pixel	物距距離 30 公尺時存在 16 公分的影響。	取決於立體影像之交會幾何對三維定位精度之影響量，導致縱向誤差。
同步誤差 $V\delta T$	1-2 msec	當時速 60 公里時存在 1.8-3.6 公分的影響。	其引入縱向誤差，可藉由時鐘卡降低其誤差。
同步誤差 $\omega\delta T$	1-2 msec	當 $\omega$ 為每秒 30 度時存在 0.03-0.12 度的影響。	其說明關於橫向誤差，為相機與物體的距離誤差大小方程式。

表 2.5 個人攜行系統誤差來源與大小

誤差來源	預估大小	對 $\delta r_i^m$ 影響	特性
INS/GNSS 位置誤差	1-5 公分	1-5 公分	對於同一張影像上的任意點，誤差影響皆一致，其誤差量與 GNSS 之觀測品質有高相關。
INS/GNSS 姿態誤差	0.05-0.08 度	物距距離 5 公尺時存在 1-4 公分的影響。	取決於相機與物體之間的距離，其誤差量與 GNSS 之觀測品質有高相關。
率定誤差 $\delta R_s^b$	0.05-0.1 度	物距距離 5 公尺時存在 0.4-4 公分的影響。	相機與物體之間的距離將影響三維定位精度，其誤差值為一常數。
率定誤差 $\delta a^b$	0.1-0.3 公分	物距距離 5 公尺時存在 0.1-0.3 公分的影響。	取決於率定時相機交會幾何對三維定位之解算精度若能考慮相機間固定之相對方位，對精度會有顯著的提升。
目標定位 與幾何誤差 $\delta r^S$	0.5 pixel	物距距離 5 公尺時存在 0.4 公分的影響。	取決影像坐標觀測誤差，導致橫向誤差。
目標定位 與幾何誤差 $\delta S^i$	0.5 pixel	物距距離 5 公尺時存在 2 公分的影響。	取決於立體影像之交會幾何對三維定位精度之影響量，導致縱向誤差。
同步誤差 $V\delta T$	1-2 msec	當時速 5 公里時存在 0.15-0.3 公分的影響。	其引入縱向誤差，可藉由時鐘卡降低其誤差。
同步誤差 $\omega\delta T$	1-2 msec	當 $\omega$ 為每秒 30 度時，實際距離 5 公尺時存在 0.15-0.3 公分的影響。	其說明關於橫向誤差，為相機與物體的距離誤差大小方程式。

## 2.2 多平台製圖系統之系統誤差改正方式

### 2.2.1 多平台製圖系統之系統誤差改正方式

INS/GNSS 定位定向誤差之改正策略可包含包含軟硬體層次，但高等級慣性測量儀之取得較為不易且單價過高，一套整合導航等級慣性測量儀的系統在台灣地區要價超過 1 千萬台幣，且其出口審查時間與條件更為嚴苛。目前整個整合式定位定向系統的系統誤差改正關鍵在於核心演算法部分。傳統的整合演算法是透過使用卡曼濾波器及平滑器來分別滿足對即時及後處理應用之需求。目前雖然有很多產品及研究都是利用相同的概念來處理 INS/GNSS 整合系統在即時及後處理之需求(Shin, 2005)。但不同使用者對系統的認知不同，故所開發出來的卡曼濾波器所具備之狀態數目、動態模型及誤差模型皆或有不同(Chiang, 2004)，同時每個開發者對濾波器參數調整(filter tuning)的能力更影響軟體的效能(Chiang et al., 2009)。一般而言，INS/GNSS 整合式定位定向系統的系統誤差改正策略有二，如表 2.6 所示。

近年來許多替代的核心算法逐漸吸引相關研究機構的興趣。因此，替代卡曼濾波器的核心算法也將是在發展新一代整合式定位定向系統不可或缺的一個重要的環節。根據 Shin(2005)與 Chiang 等人(2009)所彙整之結果顯示，目前在世界各研究機構替代 INS/GNSS 核心演算法的發展方向上可區分為下列三大類：

1. 採樣濾波器演算法(Sampling filter approach)：這部份的演算法主要的特色在於依循傳統卡曼濾波器的精神依照相關統計特性建立相關的誤差動態模型及感測器誤差模型；唯有別於傳統卡曼濾波器將非線性化的 INS/GNSS 整合問題進行線性化之過程，絕大多數的新式採樣濾波演算法採用非線性的模型來處理相關的導航及定位問題。傳統卡曼濾波器乃針對近似模型提供最佳解，而此類採樣濾波器可以針對精確模型提出近似解。同時這類演算法可以處理非高斯雜訊與高度非線性的問題。根據國外相關研究結果顯示，這些包含高階近似的非線性模型的確能夠有效的提升系統之定位精度(Shin, 2005)。相關的演算法包含量子濾波器(Partial filter, PF) (Bergman, 1999)、無跡卡曼濾波器(Unscented Kalman filter, UKF) (Julier and Uhlmann, 1997) 及適應性卡曼濾波器(Adaptive Kalman Filter)。
2. 人工智慧演算法(Artificial intelligent approach)：有別於前述傳統演算法透過人為建模的方式設計相關動態模型，這類的演算法的主要共通特色在於藉由模仿人類學習的方式建立非線性的誤差動態模型。根據國外相關研究結果顯示，這些藉由人工智慧所建立非線性模型的確能夠有效的大幅提升系統之定位精度(Chiang, 2004)。相關的演算法包含類神經網路(Artificial Neural Networks) (Chiang et al., 2003)、適應性模糊神經系統(Adaptive Neuron Fuzzy Inference System)(El-Sheimy et al, 2004)及專家系統(Expert System)。
3. 混合法(Hybrid approach)：此類定位定向演算法主要整合了目前以卡曼濾波器/平滑器為主之演算法與第二類的演算法發展混合式的演算法，Goodall 等

人(2005)整合了卡曼濾波器與類神經網路發展即時定位演算法，而 Chiang 等人(2009)首先發展整合了平滑器與類神經網路發展後處理的精密定位定向演算法供移動測繪系統之應用，更進一步發展整合了平滑器與自成長類神經網路發展後處理的精密定位定向演算法供移動測繪系統之應用。

表 2.6 INS/GNSS 整合式定位系統的誤差改正策略

優缺點	硬體層次	軟體層次
策略	購買導航等級的慣性測量儀	INS/GNSS 演算法的進化
優點	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 有效</li> <li>■ 使用者無須投入大量時間與人力</li> <li>■ 立竿見影</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 便宜</li> <li>■ 使用者可以進行研發</li> <li>■ 未來的擴充性</li> </ul>
缺點	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 出口限制（台灣買不到）</li> <li>■ 價格昂貴</li> <li>■ 製造商的解決方案</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 使用者對整合系統的了解決定軟體之貢獻</li> <li>■ 軟體參數的調校</li> </ul>

除了核心演算法之演進外，多元感測器資料之融合架構亦影響整體定位定向系統之效能甚鉅。目前多數的商用移動遙測製圖系統使用鬆耦合的架構為其多元感測器融合之核心算法將 INS 及 GNSS 視為兩個獨立的系統，此種結合方式當其中一個系統無法單獨求解時，就會完全失去整合的意義，同樣成為單一系統的運作模式。此時就必須依靠 INS 本身的獨自運作。但如高樓大廈林立處，有時雖無法接收到四顆或以上的衛星訊號，或是可以收到四顆或以上的衛星訊號但卻是品質不良的反射訊號，這些都無法提供正確的衛星導航解。

緊耦合整合架構，基本上是將兩系統在觀測量的部分就做整合，換句話說，緊耦合緊密地將 INS/GNSS 視為同一個系統，一同進行導航解算，此種架構的整合，最大的優點在於當 GNSS 訊號薄弱時，系統只要能收到一顆衛星的正常訊號，即可進行導航解算。因此，緊耦合之設計可以說是 INS/GNSS 在軟體方面最佳的整合方式。純就技術觀點而言，在已完成初始化的前提下，緊耦合整合架構僅需要一顆衛星就能持續地提供相對穩定的導航解。故其特別適合於 GNSS 訊號遮蔽效應普及的台灣地區。相對來說，鬆耦合整合架對於訊號遮蔽的敏感度限制其於發展真正無縫定位系統之可行性，故緊耦合整合架構可視為無縫定位系統之主流架構。

率定誤差之建議改正策略包含確保率定場之 GNSS 訊號品質以確保 INS/GNSS 之定向定位精度，提供良好的地面控制場之控制點分布與精度、妥善規劃近景攝影測量的網型與合適的作業時間。就率定作業而言，攝影作業時間

影響到 GNSS 衛星分布與陽光遮蔽或反射之效應，而這些因素都會嚴重影響率定品質。尤其是陽光遮蔽或反射會造成率定過程中近景攝影測量作業之困擾。

目標位置及幾何誤差之建議改正策略包含在作業上需專業測量人員及高解析度、高精度影像感測器、高解析度之立體製圖設備，以及充分規劃拍攝方式，以降低其對目標物的定位誤差。

同步誤差之建議改正策略包含使用高精度大地等級的 GNSS 接收機內建之 PPS 訊號進行不同感測器之訊號同步設計，目前這種設計在工業電腦的平台可以達到  $10^{-6}$  -  $10^{-7}$  秒之同步精度，同時善用高精度大地等級的 GNSS 接收機內建相機驅動訊號之記錄功能，其精度約在  $10^{-7}$  秒。同時需妥善針對相機驅動訊號記錄在 GNSS 接收機與實際上影像拍攝並記錄之時間延遲進行率定與改正。因此類誤差對定位誤差之影響與載體移動速度有關，所以前述靜態率定之程序無法率定此類系統誤差。此種改正需參考相機製造商提供的規格，輔以率定場進行動態率定之程序。

上述各項系統誤差的建議改正方式必需輔以下列章節所介紹之各式系統自我檢核機制(Quality Control, QC)方能有效減低上述各項系統誤差對製圖精度之影響。

### 2.2.2 定位定向系統之自我檢核機制

自我檢核機制為系統發生 GNSS 週波脫落、GNSS 訊號斷訊、INS 飄移造成的誤差累積等情況時，利用警告系統所訂定合理的誤差範圍，做為平台定位技術自我檢核方法。由表 2.3-2.5 所示可知，當系統運作時所儲存的 INS/GNSS 等不同感測器資料，經過計算後有多少比例的資料達到合理的精度範圍，驗證系統是否正常運作，例如後處理的軌跡有 98% 的資料標準差小於 30 公分，即代表資料檢核合格。

表 2.2 所示為當衛星覆蓋完整且訊號接收良好時可達到上述精度，但現實可能因市區高樓遮蔽或干擾造成衛星分佈幾何不佳、訊號中斷、週波脫落等情況，自我檢核機制主要應用於上述 GNSS 接收不良的情況。因此當 GNSS 定位精度超出特定情況時，檢測系統即時將此狀況回報提醒使用者，協助因應的對策。當完成任務後，將針對檢核機制技術提供的訊息進行討論，再進行後續後處理平滑化計算等程序。針對較差的衛星幾何分佈情況，若其僅增加了 GNSS 的雜訊，那麼影響的程度並不大。若是考慮整合 GNSS 與 INS，並給予適當的權重值，也可減緩因 GNSS 分佈不佳所造成的定位精度降低。目前較常利用 INS 的零速更新方式，維持 GNSS 的位置精度。因此可藉由 DOP(Dilution Of Precision) 值的利用，即時監測衛星幾何情況，當精度降低時，可給予適當的警訊。週波未定值檢測方式為利用 INS 提供的坐標預測 GNSS 相位觀測量三次差分成果，其為一近即時的計算方式，藉由三次差分預測與觀測值進行比較，計算得週波脫落值，公式如式(2.8)所示，詳細說明請參考文獻 Schwarz et. al. (1994)。

$$\begin{aligned}v &= \delta \nabla \Delta \varphi_{\text{predicted}} - \delta \nabla \Delta \varphi_{\text{measured}} \\ \delta \nabla \Delta \varphi_{\text{predicted}} &= \nabla \Delta \rho(t) - \nabla \Delta \rho(t-1) \\ \delta \nabla \Delta \varphi_{\text{measured}} &= \nabla \Delta \varphi(t) - \nabla \Delta \varphi(t-1)\end{aligned}\quad (2.8)$$



其中， $t$  為現在時刻

$t-1$  為前一個時刻

$\nabla\Delta\rho$  為 INS 的預測坐標計算得到的二次差分範圍

$\nabla\Delta\varphi$  為 GNSS 相位觀測量計算得到的相位二次差分成果

而關於 INS 資料處理部分，一般是用預測方法進行計算，即濾波器利用 INS 觀測資料預測下一時刻的位置。而卡曼濾波器的狀態數量、資料計算量、與誤差累積情況受限於 INS 等級的好壞。例如針於導航等級的系統，若失去 GNSS 訊號的時間間隔約為 20~30 秒，誤差將快速累積。但若將預測結果與平滑化後的成果做整合，定位定向誤差將可降低，如圖 2.7 所示。圖中成果所示，使用前向或後向濾波預測方式，誤差將隨時間快速累積，而平滑化成果中間部分誤差較大，但仍小於前向與後向濾波的誤差值。詳細介紹可參考文獻 Lapucha (1990) 與 Cannon (1991)。

自我檢核機制可在系統運作時，透過監控 GNSS 與 INS 資料的正確性、每顆衛星訊號是否中斷、INS 誤差累積情形等，適時警告使用者系統是否有錯誤的發生。在這種情況下，可利用車輛停止時所提供的零速更新、輪速計資料、或額外可幫助整合系統的資訊，提供系統任務時正確的位置軌跡精度成果，避免錯誤的發生。

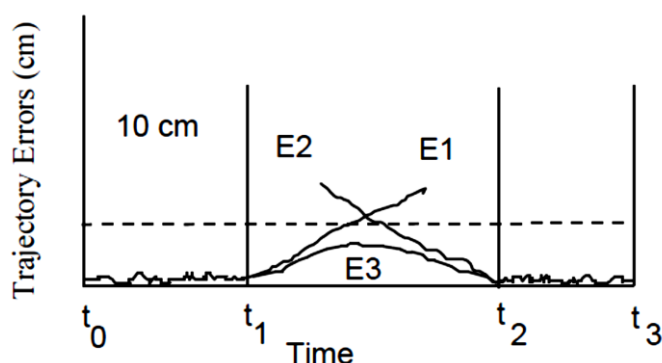


圖 2.7 前向濾波、後向濾波與平滑化誤差累積情況(El-Sheimy, 1996)

### 2.2.3 影像量測及率定之自我檢核機制

直接地理定位的關鍵為，假設系統率定參數於任務運作時為一常數，其率定參數包含 IMU/GNSS 與 IMU/相機感測器的固定臂補償、軸角率定、相機內方位幾何、當地坐標基準平移等。過去許多文獻介紹地面與空中率定(Ellum and El-Sheimy, 2003; Hinsken et al, 2002; Mostafa, 2002; Greening et. al, 2000)，透過上述文獻可率定出軸角與相機參數，應用於後續直接定位，但仍有不足之處，因此需利用自我檢核機制做為影像率定考量。以下為自我檢核機制流程整理：

- 直接地理定位系統剩餘誤差最小化，包含軸角與相機參數
- 透過多餘的軸角值與檢核點(check point)驗證直接定位系統
- 偵測率定誤差，包含 IMU/影像感測器的固定臂與系統同步問題
- 當自我檢核區域內存在已知地面控制點時，偵測出錯誤的基站坐標及當地基準平移誤差

自我檢核機制的數學模式與空載系統率定流程有許多相似之處(Mostafa, 2002; Greening et. al, 2000; Ellum and El-Sheimy, 2003),其概念主要來自於空載平台 GPS/IMU 的率定及光束法平差解算。系統在擁有足夠的地面控制點區域進行觀測,根據近景攝影測量原理構成多個共線條件觀測方程,以光束法平差求解影像外方位參數,比對定位及導航系統結果得出差值即為率定之成果;或將軸角及固定臂參數結合近景之共線條件觀測方程,以整體光束法平差求解得軸角及固定臂參數達成率定目的。對於空載系統率定,軸角及固定臂參數率定對於相對定位精度影響相當的大。其他系統參數如 IMU/影像感測器的固定臂及各系統同步化也可被精確的率定出來,同時對於地面控制點及基站坐標位置皆有嚴格的控管。因此經由自我檢核重新計算取得系統與任務精確的參數後,可用來計算得新的外方位參數,而計算的重點取決於系統參數的穩定性、資料的連續性、影像的品質好壞。圖 2.8 所示為自我檢核機制與整合式感測器定向(ISO)流程比較圖。此種程序適用於空載、車載與個人攜行移動遙測製圖系統。

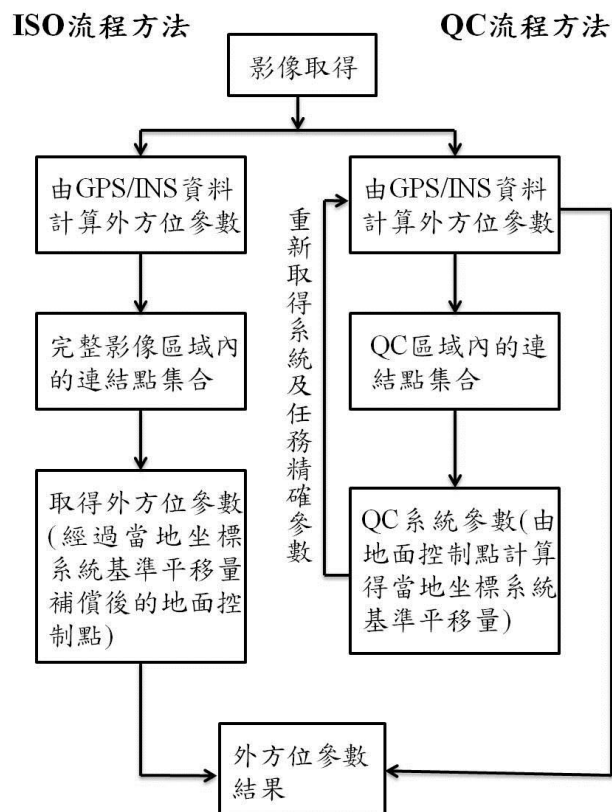


圖 2.8 QC 與 ISO 流程比較

處理影像資料時,資料匹配自動化、計算取得成果可以減少影像量測所需的時間,節省大量人力。以下說明為利用匹配法,計算得兩張連續拍攝重疊的影像時相機的幾何關係。如圖 2.9 所示為兩張立體像片拍攝相機  $i$  與  $j$  的透視投影中心  $C_i$  與  $C_j$  的核幾何(Epipolar geometry)關係,由物空間的點  $P$  與透視投影中心  $C_i$  與  $C_j$  可決定一核面(Epipolar plane),影像中共軛點的連線延伸為核線(Epipolar line),如圖中  $L_i$  與  $L_j$  所示, $P_i$  與  $P_j$  必定位於核線上。核幾何的好處為可藉由一維核線表示二維資訊,詳細內容可參考文獻 Zhang (1988)與 Yan and Zuxun (1988)。

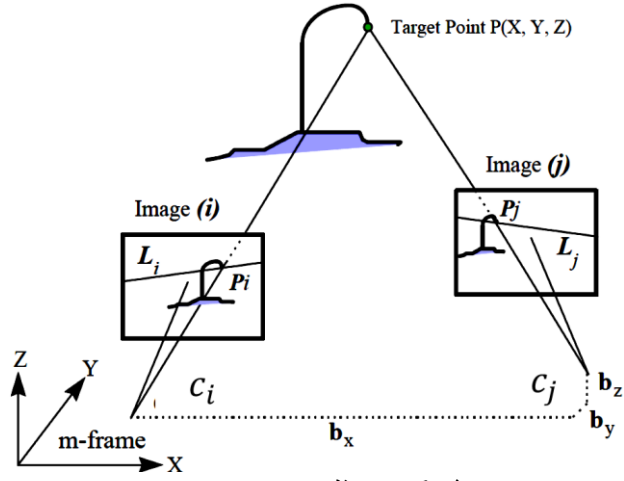


圖 2.9 核幾何關係

推導核線方程式的基本為共面式條件，其概念為相對應的物點、像點、相機透視投影中心的連線光束皆共面。影像(i)的共面條件方程式如下：

$$\begin{vmatrix} b_x^{Ci} & b_y^{Ci} & b_z^{Ci} \\ \bar{x}_{Pi}^{Ci} & \bar{y}_{Pi}^{Ci} & -f^{Ci} \\ \bar{x}^{Ci} & \bar{y}^{Ci} & -f^{Ci} \end{vmatrix} = 0 \quad (2.9)$$

其中， $\begin{bmatrix} b_x^{Ci} \\ b_y^{Ci} \\ b_z^{Ci} \end{bmatrix} = R_m^{Ci} \cdot \begin{bmatrix} b_x^m \\ b_y^m \\ b_z^m \end{bmatrix}$ ，為相機 i 坐標系統的基底向量

$\begin{bmatrix} b_x^m \\ b_y^m \\ b_z^m \end{bmatrix}$  為立體像對 i 與 j 於 m-frame 的基底向量

$R_m^{Ci}$  為相機 i 於 m-frame 與 c-frame 之間的坐標旋轉矩陣

$f^{Ci}$  為相機  $C_i$  的焦距長

$\bar{x}^{Ci}$  與  $\bar{y}^{Ci}$  為核線  $L_i$  上任意點的影像坐標

$\bar{x}_{Pi}^{Ci}$  與  $\bar{y}_{Pi}^{Ci}$  為量測核線  $L_i$  上點 P 的影像坐標

式(2.9)中的核線  $L_i$  可改寫如下式：

$$\bar{y}^{Ci} = \frac{f^{Ci} b_x^{Ci} + \bar{x}_{Pi}^{Ci} b_z^{Ci}}{f^{Ci} b_x^{Ci} + \bar{x}_{Pi}^{Ci} b_z^{Ci}} \bar{x}^{Ci} + \frac{\bar{y}_{Pi}^{Ci} b_x^{Ci} - \bar{x}_{Pi}^{Ci} b_z^{Ci}}{f^{Ci} b_x^{Ci} + \bar{x}_{Pi}^{Ci} b_z^{Ci}} f^{Ci} \quad (2.10)$$

同理，相機 j 可寫如下式：

$$\begin{vmatrix} b_x^{Cj} & b_y^{Cj} & b_z^{Cj} \\ x_{Pi}^{Cj} & y_{Pi}^{Cj} & z_{Pi}^{Cj} \\ \bar{x}^{Cj} & \bar{y}^{Cj} & -f^{Cj} \end{vmatrix} = 0 \quad (2.11)$$

其中， $\begin{bmatrix} X_{Pi}^{Cj} \\ Y_{Pi}^{Cj} \\ Z_{Pi}^{Cj} \end{bmatrix} = R_{Ci}^{Cj} \cdot \begin{bmatrix} \bar{x}_{Pi}^{Ci} \\ \bar{y}_{Pi}^{Ci} \\ -f^{Ci} \end{bmatrix}$ ，為像點  $P_i$  於相機  $C_j$  坐標系統的坐標。

核線  $L_j$  可寫如下式：

$$\bar{y}^{Cj} = \frac{y_{Pi}^{Cj} b_z^{Cj} - z_{Pi}^{Cj} b_y^{Cj}}{x_{Pi}^{Cj} b_z^{Cj} - z_{Pi}^{Cj} b_x^{Ci}} \bar{x}^{Cj} + \frac{y_{Pi}^{Cj} b_x^{Cj} - x_{Pi}^{Cj} b_y^{Cj}}{x_{Pi}^{Cj} b_z^{Cj} - z_{Pi}^{Cj} b_x^{Ci}} f^{Cj} \quad (2.12)$$

#### 2.2.4 自我檢核機制應用於多平台系統

因此將自我檢核機制應用於測繪車上的直接定位應用，可確保定位精度的優劣，提升定位解的品質。針對車載平台上相機相對方位約制條件，需固定相機與穩固的平台上，因此可率定得到各相機的相對位置及拍攝方向，當進一步做各相片相對方位之核幾何計算，可減少核線單窗搜尋的時間。而物空間幾何約制條件，任何物空間的點位也可當作附加約制條件，常見的如建物的垂直或水平的線段，其約制方程式為  $X_i - X_j = Y_i - Y_j = 0$ 。平行線段可提供可靠的方向約制條件，做為 INS 系統姿態資訊參考。相關線段萃取自動化請參考文獻 Xin (1995)。而現有的影像處理流程之自我成果檢核涵蓋航空攝影、控制測量、空中三角測量、立體測圖、正射影像、地形測繪及等多個工作流程之，如表 2.7 所示。而使用整合 INS/GNSS 資料對於影像空三解算，有很大的幫助。但理論上，當 GNSS 發生斷訊時，地理定位成果將會降低，因此可透過上所述的檢核機制與約制條件，幫助提升未來直接定位應用的精度。

表 2.7 現有影像處理流程之自我成果檢核

工作流程	資料	檢核項目
航空攝影	航空像片(影像)	影像比例尺、重疊度、影像品質
控制測量	控制點成果	平差計算成果表、相對誤差橢圓精度
空中三角測量作業	航測控制點	使用控制點分布、空三平差殘差
	空三平差報告	多餘觀測數、中誤差、空三點殘差
	航測檢核點	空三和影像特徵點之坐標差
立體測圖	圖檔	精度查核、地物完整性檢核
正射影像	正射影像	地形圖套疊檢核、接邊檢核、色調檢核、具高差地物之檢核
地形測繪	DEM/DSM	資料完整性、接邊檢核、DEM 與 DSM 差值之合理性

#### 2.3 修正多平台製圖系統誤差之演算法

由前一節可知，各製圖系統主要誤差來源為定位定向系統及率定，藉由特

定的演算法及精密的率定方式，可大幅縮小其誤差，同時透過多平台製圖系統，利用空載、車載及個人攜行製圖系統所收集各角度的影像，聯合直接地理定位，可大幅縮小因交會幾何不足而產生之誤差，而同步誤差宜增購較高時間解析度之 GPS 接收儀，其解析度達 $10^{-6}$ 秒，可大幅縮減本同步誤差，故本節針對提升定位定向系統及系統率定精度提出演算法。

### 2.3.1 叢集式架構

本案所發展之叢集式整合定位定向演算法為基於目前商用系統開始採行之開放式緊耦合架構進行大幅修改後所發展之演算架構，如圖 2.10 所示。

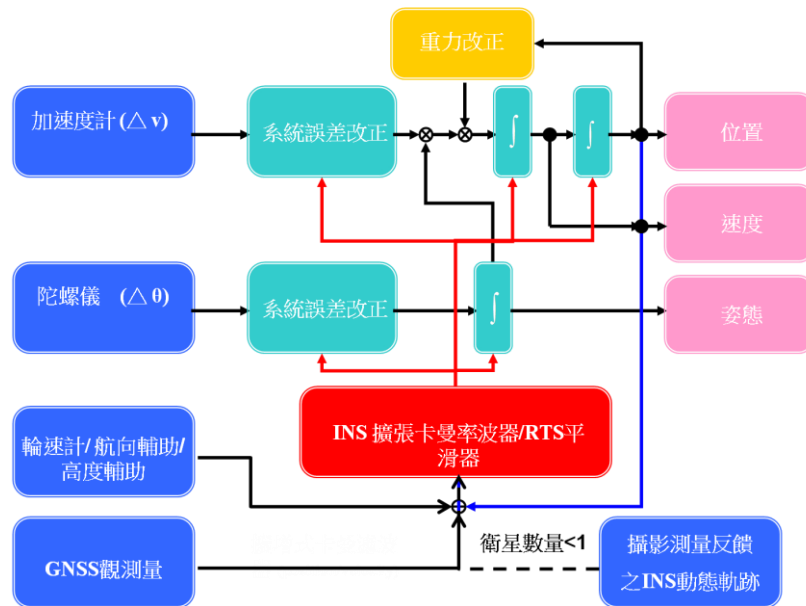


圖 2.10 叢集式定位定向架構示意圖

目前商用的緊耦合架構之定位定向精度在衛星數量為零時仍然具備隨時間快速累積之趨勢，本案於緊耦合的架構下引入攝影測量成果反推之 INS 動態軌跡補償機制，其運作概念如在緊耦合架構下設計了虛擬的鬆耦合架構，如此可在都市地區衛星數量為零時提供攝影測量成果之輔助，此時必須在測區 GNSS 訊號較差之地區量測足夠數量之控制點，以用來反推各相機之外方位元素，接下來再反推至 INS 動態軌跡與姿態。而這些控制點可由藉由事先進行地面控制測量或由既有之航空攝影測量成果選取之控制點獲得。

導航過程中卡曼濾波器與平滑器接收不同頻率之慣性元件及 GNSS 資訊，進行導航解之預估及反饋。其中，卡曼濾波器與平滑器是利用 GNSS 絕對定位之資訊，更新、修正慣性元件相對定位之參數以約制慣性元件之飄移，然而當系統運作至高遮蔽地區，會造成 GNSS 訊號失鎖，使得整合式導航系統進入純慣性模式，其加速度計偏差所造成的飄移與時間平方成正比，而陀螺儀偏差所造成之飄移則與時間三次方成正比。為約制 GNSS 訊號失鎖時段所造成之飄移，故本案提出光束法平差與定位定向演算法整合之技術，以控制點當作更新條件，修正慣性元件之參數提升導航精度，如圖 2.11 所示。當系統處於高遮蔽率區域、

GNSS 訊號失鎖期間，可以在該區域量測數個控制點，利用光束法空三平差，求取該期間內影像之外方位，亦可使用單張後方交會求取單張外方位，透過已求定之率定參數：固定臂、軸角之化算，反求出載體中心之瞬刻位置及姿態，而本系統假定載體中心與慣性元件重合，故化算結果即為慣性元件位置及姿態，將化算結果以位置更新之方式輸入卡曼濾波器，完成導航更新方程式。其計算流程如圖 2.12 所示。圖 2.13 所示為各坐標系統與旋轉矩陣之對應關係，光束法平差所得的外方位參數，代表該相片於地圖坐標系的位置與姿態，而固定臂與軸角則分別代表相機與載體中心距離及姿態關係，故可藉由率定參數化算，將相片外方位轉成載體中心之位置及姿態，其計算關係如圖 2.14 所示。

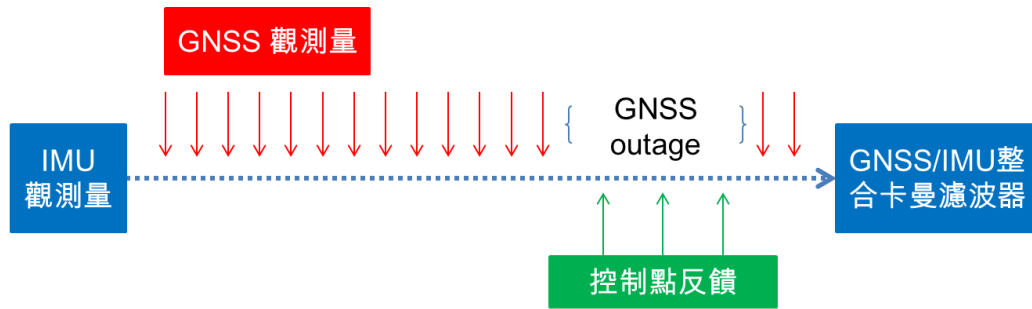


圖 2.11 光束法平差與定位定向整合之概念

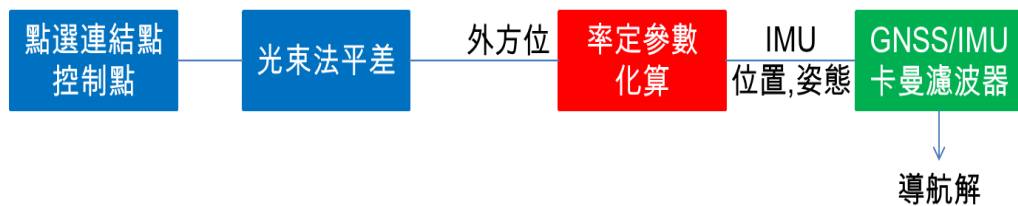


圖 2.12 光束法平差與定位定向整合之流程

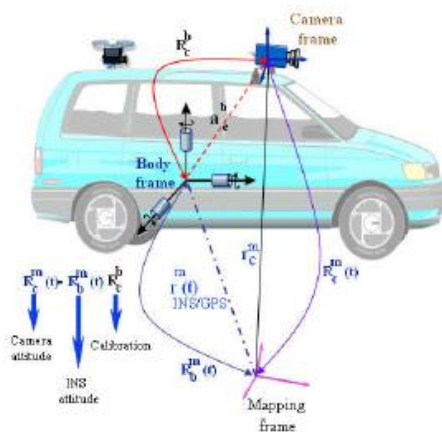


圖 2.13 各坐標系統與旋轉矩陣之對應關係

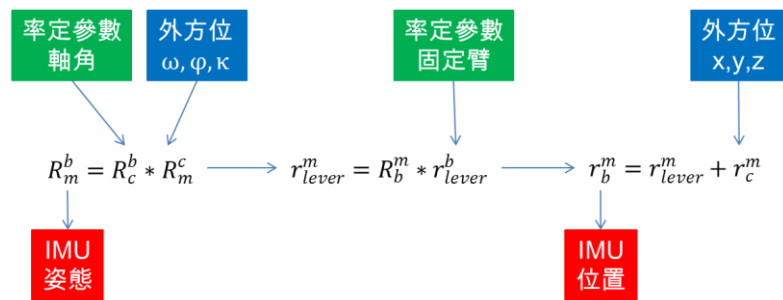


圖 2.14 光束法平差與定位定向整合之流程運算式

由上所述，與現有不論採行開放式鬆耦合與緊耦合之多元感測器整合架構而言，本演算所發展之叢集式架構可以完全克服定位定向系統因 GNSS 遮蔽而損失的精度，藉由控制點的回饋，於卡曼濾波器中更新定位定向系統之系統誤差，可有效修正慣性元件之飄移。

本案利用拍攝率定場的方式，將軌跡在率定場的區段，移除 GNSS 訊號以模擬 GNSS 遮蔽，於遮蔽區域利用已知點反求拍攝時刻慣性測量儀之位置，並用來加入卡曼濾波器，更新慣性測量儀之飄移。表 2.8 和圖 2.15 為反算於遮蔽區內 10 個 IMU 位置與完整 GNSS 訊號下整合定位定向解之誤差，表 2.9 和圖 2.16、2.17 為緊耦合架構與叢集式架構之定位定向誤差分析，藉由與較高等級儀器或較優演算法之定位定向解當作參考值，通常將參考值視為真值，將待測軌跡與參考值計算其差值 $\Delta$ ，依式 2.13-2.15 計算其平均值(AVG)、標準差(STD)及均方根(RMS)，其中平均值可代表測試軌跡的系統誤差，標準差為測試系統之精度，而均方根則表達系統的總誤差包含了系統誤差及偶然誤差，上述動態精度評估程序廣為美國導航學會各領域之專業會員所認可並採用。

$$AVG = \sum_{i=1}^n \frac{\Delta_i}{n} \quad (2.13)$$

$$STD = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\Delta_i - AVG)^2}{n-1}} \quad (2.14)$$

$$RMS = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\Delta_i)^2}{n}} \quad (2.15)$$

表 2.8 控制點回饋之 IMU 靜態位置誤差表

叢集式架構		東(m)	北(m)	高(m)
位置 誤差	AVG	0.0116	0.0309	1.2678e-004
	STD	0.0165	0.0122	0.0302
	RMS	0.0194	0.0329	0.0287

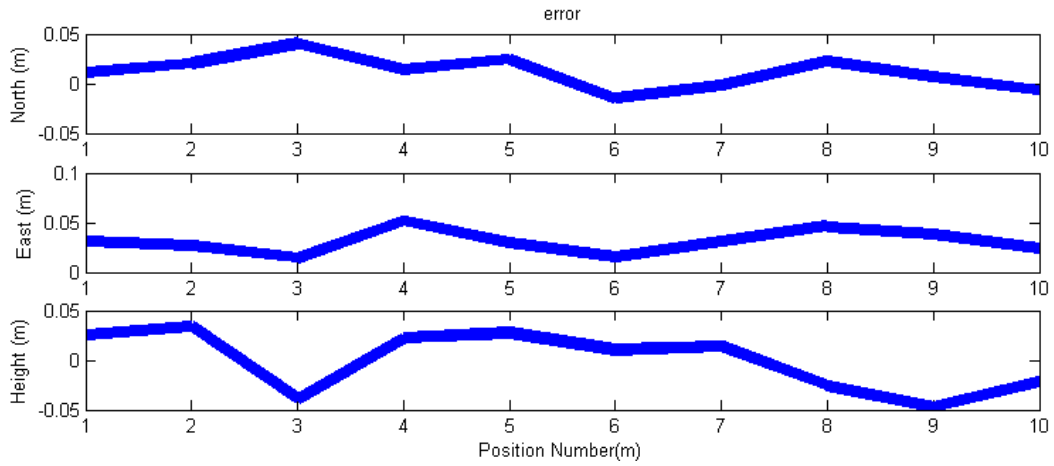


圖 2.15 控制點反饋之 IMU 靜態位置誤差

表 2.9 緊耦合與叢集式架構誤差分析表

緊耦合架構		E(m)/ Roll(deg)	N(m)/ Pitch(deg)	H(m)/ Azimuth(deg)
位置 誤差	AVG	-0.1444	-1.0086	-0.1907
	STD	3.8355	10.0232	1.2448
	RMS	3.8382	10.0738	1.2593
姿態 誤差	AVG	-3.8789e-004	-7.8112e-005	-0.0643
	STD	0.0022	0.0022	0.1297
	RMS	0.0022	0.0022	0.1448
叢集式架構		E(m)/ Roll(deg)	N(m)/ Pitch(deg)	H(m)/ Azimuth(deg)
位置 誤差	AVG	-3.3719e-004	4.2304e-005	5.9178e-004
	STD	0.0918	0.0937	0.0171
	RMS	0.0918	0.0937	0.0171
姿態 誤差	AVG	-2.6895e-004	-7.0577e-005	-0.0428
	STD	0.0020	0.0021	0.1101
	RMS	0.0020	0.0021	0.1181

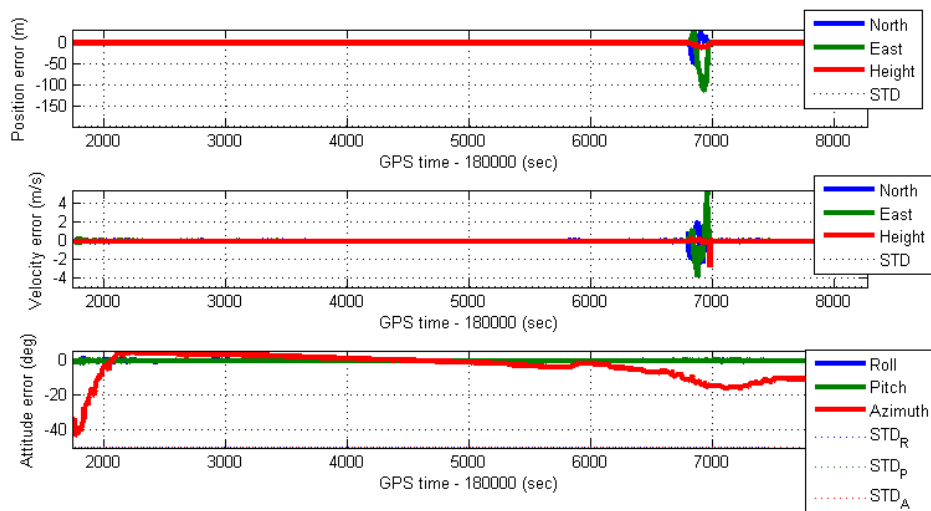


圖 2.16 緊耦合架構誤差圖



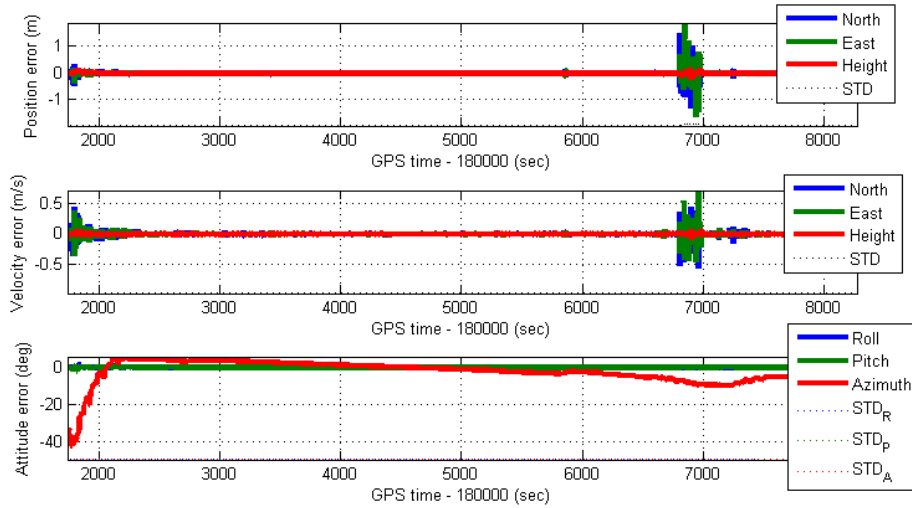


圖 2.17 叢集式架構誤差圖

### 2.3.2 高精度之率定

目前主常見率定參數方式為二階段率定法，二階段率定是利用拍攝高精度控制場，藉由拍攝時 GNSS/INS 整合之定位定向解，內差拍照時刻  $t$  之 INS 位置與姿態，與利用區域法光束平差解算率定場內，各張影像之外方位，推算相機與 INS 中心間的相對關係，其率定參數稱為固定臂與軸角。推算過程中，INS 儀器坐標軸通常被設為與載體框架相同，故定位定向解表示為  $r_b^m(t)$ 、 $R_b^m(t)$ 、空三所計算的影像外方位，為處於投影框架表示為  $r_c^m(t)$ 、 $R_c^m(t)$ ，而率定參數利用平均法計算平均值及標準差，通常被表示在載體框架下，為  $r_c^b$ 、 $R_c^b$ 。其相關式如下：

$$r_c^b = R_b^m(t)(r_c^m(t) - r_b^m(t)) \quad (2.16)$$

$$R_c^b = R_b^m(t)R_c^m(t) \quad (2.17)$$

基於二階段率定平均法所計算的影像外方位，用於空載直接地理定位，其測區邊界處明顯不足，通常不被採用，故於 1999 年，Skaloud 對各張影像設計權，利用權平均最佳估值(Skaloud, 1999; Jacobsen and Wegmann, 2001)，而於 2001 年，Grejner-Brzezinska 採用線性化方式，利用最小二乘法計算其最佳估值。然而二階對率定法存在些許缺點，二階段率定法需一高精度率定場，且須透過一定的拍攝方式，使得區域法光束平差有良好的交會幾何；另外，相機的內方位及外方位通常有高相關性(Cramer et. al., 1997)，於空載直接地理定位時，易產生垂直方向上的偏移。

本案擬利用一階段率定方式提升率定精度，一階段率定方式除了二階段本身觀測方程式，亦加入區域法光束平差之各張影像外方位推導 INS 瞬刻的位置與姿態觀測方程，即將二階段率定式改寫如下：

$$r_b^m(t) = r_c^m(t) + R_c^m(t)r_b^c \quad (2.18)$$

$$R_b^m(t) = R_c^m(t) R_b^c \quad (2.19)$$

其中位置觀測方程式，包含了三個方向，即表示有 3 組觀測方程式，而  $R_b^m(t)$  為一個  $3 \times 3$  的旋轉矩陣，有 9 個相關性元素，只要利用其中 3 個獨立元素  $r_{12}, r_{13}, r_{23}$  即可簡化推導姿態觀測方程式，其式如下：

$$R_b^m(t) = \begin{bmatrix} \cos\varphi_b \cos\kappa_b & -\cos\varphi_b \sin\kappa_b & \sin\varphi_b \\ \cos\varphi_b \sin\kappa_b + \sin\omega_b \sin\varphi_b \cos\kappa_b & \cos\omega_b \cos\kappa_b - \sin\omega_b \sin\varphi_b \sin\kappa_b & -\sin\omega_b \cos\varphi_b \\ \sin\omega_b \sin\kappa_b - \cos\omega_b \sin\varphi_b \cos\kappa_b & \sin\omega_b \cos\kappa_b + \cos\omega_b \sin\varphi_b \sin\kappa_b & \cos\omega_b \cos\varphi_b \end{bmatrix}$$

$$R_c^m(t) = \begin{bmatrix} \cos\varphi \cos\kappa & -\cos\varphi \sin\kappa & \sin\varphi \\ \cos\varphi \sin\kappa + \sin\omega \sin\varphi \cos\kappa & \cos\omega \cos\kappa - \sin\omega \sin\varphi \sin\kappa & -\sin\omega \cos\varphi \\ \sin\omega \sin\kappa - \cos\omega \sin\varphi \cos\kappa & \sin\omega \cos\kappa + \cos\omega \sin\varphi \sin\kappa & \cos\omega \cos\varphi \end{bmatrix}$$

$$R_b^c(t) = \begin{bmatrix} \cos\Delta\varphi \cos\Delta\kappa & -\cos\Delta\varphi \sin\Delta\kappa & \sin\Delta\varphi \\ \cos\Delta\varphi \sin\Delta\kappa + \sin\Delta\omega \sin\Delta\varphi \cos\Delta\kappa & \cos\Delta\omega \cos\Delta\kappa - \sin\Delta\omega \sin\Delta\varphi \sin\Delta\kappa & -\sin\Delta\omega \cos\Delta\varphi \\ \sin\Delta\omega \sin\Delta\kappa - \cos\Delta\omega \sin\Delta\varphi \cos\Delta\kappa & \sin\Delta\omega \cos\Delta\kappa + \cos\Delta\omega \sin\Delta\varphi \sin\Delta\kappa & \cos\Delta\omega \cos\Delta\varphi \end{bmatrix}$$

$$r_{12} = -\cos\varphi_b \sin\varphi_\kappa = \cos\varphi \cos\kappa (-\cos\Delta\varphi \sin\Delta\kappa) - \cos\varphi \sin\kappa (\cos\Delta\omega \cos\Delta\kappa - \sin\Delta\omega \sin\Delta\varphi \sin\Delta\kappa) + \sin\varphi (\sin\Delta\omega \cos\Delta\kappa - \cos\Delta\omega \sin\Delta\varphi \sin\Delta\kappa) \quad (2.20)$$

$$r_{13} = \sin\varphi_b = \cos\varphi \cos\kappa (\sin\Delta\varphi) - \cos\varphi \sin\kappa (-\sin\Delta\omega \cos\Delta\varphi) + \sin\varphi (\cos\Delta\omega \cos\Delta\varphi) \quad (2.21)$$

$$r_{23} = -\sin\omega_b \cos\varphi_\kappa = (\cos\varphi \sin\kappa + \sin\omega \sin\varphi \cos\kappa) (\sin\Delta\varphi) + (\cos\omega \cos\kappa - \sin\omega \sin\varphi \sin\kappa) (-\sin\Delta\omega \cos\Delta\varphi) - \sin\omega \cos\varphi (\cos\Delta\omega \cos\Delta\varphi) \quad (2.22)$$

故每張影像產生一組 6 條觀測方程式，若載體搭載 N 個測繪感測器則每個時間點可產生 N 組觀測方程式於平差過程中，其表示是如下：

$$r_b^m(t)\{j\} = r_{c_j}^m(t) + R_{c_j}^m(t)r_b^{c_j} \quad j: 1 - N \quad (2.23)$$

$$R_b^m(t)\{j\} = R_{c_j}^m(t) R_b^{c_j} \quad j: 1 - N \quad (2.24)$$

對於多測繪感測器系統，一階段率定亦利用各感測器間幾何關係不變性作為約制，即以相對方位 ROP 作為約制條件，設每一時間點其相對方位不變，其表示式如下：

$$r_{cj}^{ci} = R_m^{ci}(t_1)[r_{cj}^m - r_{ci}^m] = R_m^{ci}(t_2)[r_{cj}^m - r_{ci}^m] = \dots = R_m^{ci}(t_k)[r_{cj}^m - r_{ci}^m]$$

$$R_{cj}^{ci} = R_m^{ci}(t_1)R_{cj}^m(t_1) = R_m^{ci}(t_2)R_{cj}^m(t_2) = \dots = R_m^{ci}(t_k)R_{cj}^m(t_k)$$

$$i=1,2,\dots,N-1 \quad ; \quad j=i, i+1,\dots,N \quad ; \quad k=1,2,\dots,K \quad (2.25)$$

其中， $i, j$  為相機編號

$k$ ：epoch 編號

$N$ ：所有的測繪感測器數目

$K$  為所要拍攝的 epoch

本案針對一階段法於傳統之二階段法做測試，其實驗作業與資料收集流程將於 3.3 節詳細說明，利用該次測試資料搭配上上述二種率定方式所得之參數以相同影像觀測量做直接地理定位分析，將所量測檢核點座標與參考值比較分析，表 2.10 為分析結果，其中 AVG、STD、RMS 分別代表平均值、標準差、均方根，由表中可知目前成果顯示一階段成果與二階段差異不大，然其理論觀點較能貼近現實狀況，未來須進一步測試分析。

表 2.10 一階段與二階段分析

TWD97 2TM (公尺)		AVG	STD	RMS
E	two step	0.088	0.082	0.119
	one step	0.089	0.081	0.119
N	two step	-0.034	0.253	0.248
	one step	-0.035	0.253	0.248
H	two step	-0.291	0.105	0.308
	one step	-0.327	0.112	0.344
3D	two step	0.306	0.286	0.413
	one step	0.340	0.288	0.441

## 2.4 提升慣性測量儀效能之架構

慣性測量儀為多平台製圖系統的核心元件，且其定位定向誤差( $\delta r_{INS}^m(t)$ ， $\delta R_b^m(t)$ )將直接影響到直接定位性能( $\delta r_{INS}^m(t) + \delta R_b^m(t) \cdot (S^i \cdot R_S^m \cdot r^S + a^b)$ )，故如何透過妥善處理這些系統誤差並提升系統中慣性測量儀效能是值得持續研究的課題。一個慣性測量儀主要由一組三個互相正交之陀螺儀與一組三個互相正交之加速度計所組成，圖 2.18 所示為一具慣性測量儀從最原始的一塊不銹鋼裁切成具備 3 個相互正交之支架、隨後逐一將單軸之陀螺儀與加速度計依載體坐標系統之定義安裝，最後再將處理器與電路板裝妥以完成一具慣性測量儀。

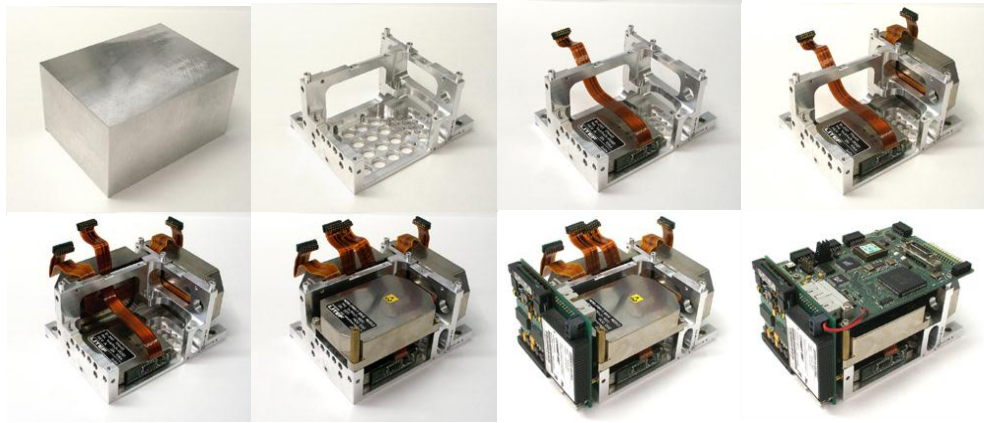


圖 2.18 慣性測量儀之內部配置（以光纖陀螺儀為例）

這些慣性測量儀與所有測量儀器相同皆含有系統誤差；這些誤差可包含白雜訊(white-noise)、非白雜訊(colored noise)、加速度計偏差(accelerometer bias)、陀螺偏差(gyro bias)、尺度因子雜訊(scale factor error)、軸交誤差(misalignment error)與隨機誤差(random error) (Titterton and Weston, 2004)。在這些系統誤差中，以加速度計偏差(accelerometer bias)與陀螺偏差(gyro bias)影響慣性測量儀性能最顯著。這些誤差來源與大小和慣性測量儀之製程、規格與價格息息相關。但是目前所有提供商用的整合式定位定向系統的廠商無自行生產慣性測量儀之能力，所以都仰賴慣性測量儀製造商提供的測試報告書，而且這些廠商並無提供使用者定期重新率定慣性測量儀之服務，同時國內亦無相關的民間或學術單位具備相關的技術或服務，這點對這些整合式定位定向系統之效能影響甚鉅。以小於 5 分鐘之時間長度而言，慣性測量儀之定位誤差與加速度計飄移(accelerometer bias,  $b_a$ )與陀螺飄移(gyro bias,  $b_g$ )之關係分別為 $\frac{1}{2}b_a t^2$ 與 $\frac{1}{6}b_g t^3$ ，故一般習慣使用這二組參數來評定慣性測量儀之精度與價格，上述關係說明陀螺偏差對定位誤差之影響高於加速度計偏差之影響，這也是國際武器輸出管制列管戰術等級以上慣性測量儀之規定中，主要針對陀螺飄移之規格與製程進行管制。所以本案擬針對慣性測量儀之原始觀測量引入基於小波轉換訊號處理技術以提升慣性測量儀之定位定向精度。

慣性感測器輸出觀測量中的誤差其頻譜概念示意圖如圖 2.19 所示。圖中誤差區分為長週期(低頻)與短週期(高頻)誤差。圖 2.20 顯示這些誤差如何透過整合架構減低。以外外部輔助觀測量更新濾波器來減低長週期誤差(例如 GNSS 位置及速度)，而短週期誤差則以 INS 的導航演算法進行積分計算時透過平滑來減低。圖 2.20 也說明整合的優點是作為 INS/GNSS 誤差頻譜下邊界的有限頻寬，主要由 GNSS 觀測量中的偏差求定，而上邊界則是由慣性感測器的短週期誤差來求定。

因此，從圖 2.19 及圖 2.20 中可以得知，在 GNSS 導航解中剩餘的系統偏差，像是電離層延遲、對流層延遲及多路徑效益皆為非常長週期的誤差。由於取樣理論的結果，當 DGNSS 觀測量的取樣頻率遠低於 INS 時，利用 DGPS 資料減低短週期 INS 誤差的效果並不顯著。因此，透過整合 GNSS 的程序減低長週期 INS 誤差的效果，較短週期誤差顯著。

一般而言，長週期誤差包含加速度計偏差與陀螺飄移，且常模式化為狀態參數。因此，這些長週期誤差長時間造成的影響可以透過外部輔助減低，反過來說，慣性感測器中剩餘的短週期誤差，成為當 GNSS 斷訊時，誤差累積的主要來源。根據這個結果，本案提出一個新的濾除雜訊演算法，基於第二代小波理論，稱為捷聯式濾波。最終目標是為了透過減低 INS 短週期誤差的影響，改善 INS 原始觀測量的品質，以期當 GNSS 斷訊時，能夠提升 INS/GNSS 整合式定位定向系統之精度。

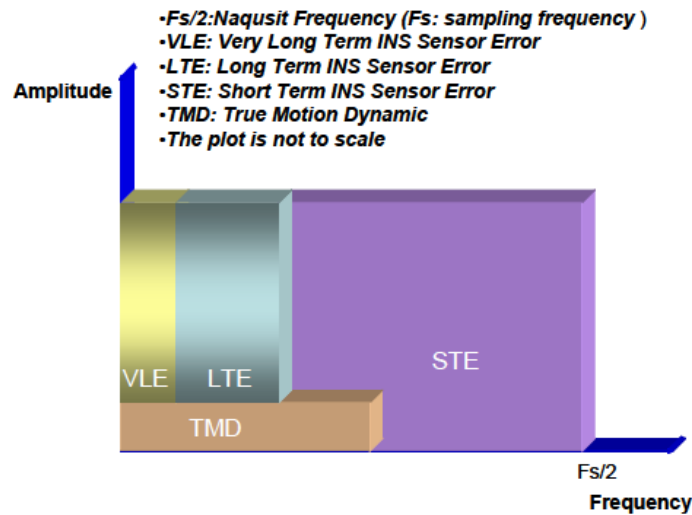


圖 2.19 INS 感測器誤差頻譜的示意圖

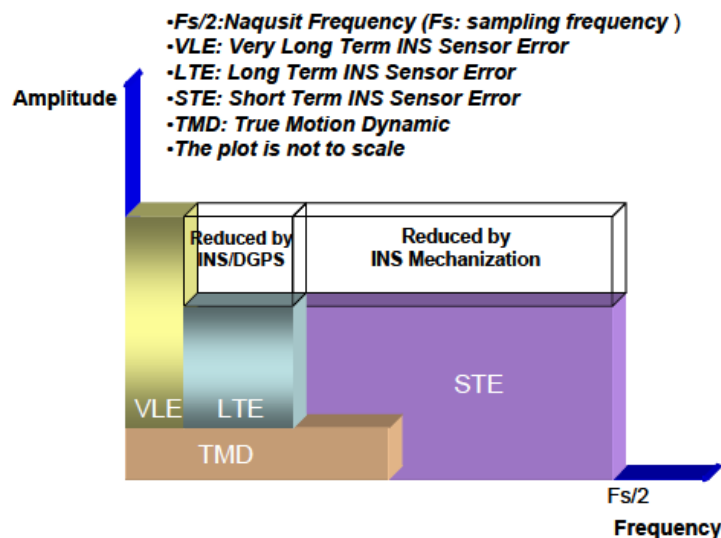


圖 2.20 整合 INS/DGPS 後之 INS 感測器誤差頻譜的示意圖

圖 2.21 為一個因慣性感測器雜訊影響定位定向解的例子。圖中為陀螺儀 X 軸的雜訊在車載靜態模式下對這些參數的影響，將陀螺儀 X 軸的雜訊視為此 IMU 唯一的誤差來源，附加在載體上並朝向北方，並假設三個 IMU 的觀測量有不同等級的雜訊(標準偏差分別為 0.01, 0.05 and 0.5 deg/hr)。這些值分別代表導航、戰術以及微機電 IMUs 的陀螺儀等級。透過比較真值與 INS 整合解得到位置、速度及姿態誤差。圖 2.21 明顯指出較低等級的雜訊影響能產生較高精度的

定位定向解。

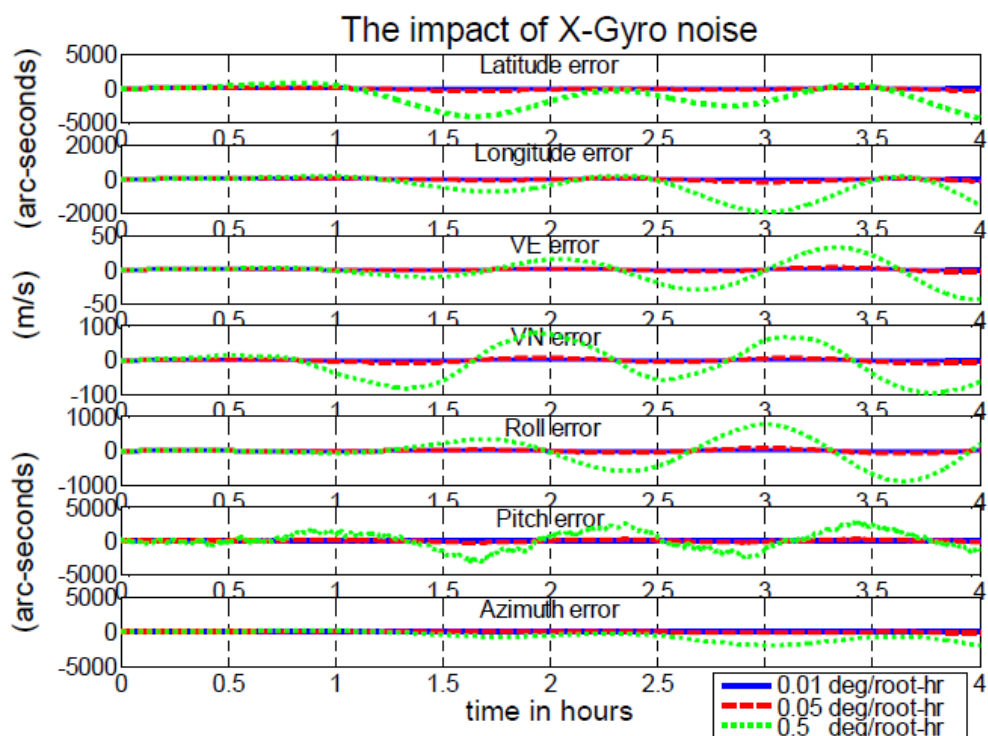


圖 2.21 陀螺儀 X 軸雜訊的影響

慣性導航系統誤差可以分為長週期及短週期誤差，或稱為低頻與高頻誤差。長週期誤差通常包含加速度計偏差與陀螺飄移，一般用隨機模式將其作為狀態參數加入到慣性導航系統的誤差模型。因此，長週期誤差的影響可以透過外部輔助進行約制。而短週期誤差也包含白雜訊，並在 GNSS 訊號脫落時，在慣性感測器中成為誤差累積的主要因素。因此若從動態慣性測量模組的原始觀測量中，可以減低或去除短週期誤差的影響，從而改善觀測量品質，則慣性導航系統整體的定位精度也可以被改善。

基於小波理論的雜訊濾除演算法，可以對慣性測量模組的訊號分離低頻與高頻誤差。然而，對於地面車載應用而言，關鍵在於如何移除慣性導航系統的短週期誤差、高頻雜訊、震動以及其他擾動因子，並改善慣性導航系統的精度，避免危害到載體的真實運動狀態。前置條件必須了解地面載具典型的真實運動狀態之帶寬，以及小波濾雜訊演算法的頻譜特徵。如果真實運動狀態可以被良好的保存，且 INS 的短週期誤差在濾除雜訊的階段被降低，則使用濾除雜訊的動態 IMU 觀測量，可以達到改善定位誤差的目的。在本節中，討論連續小波轉換(CWT)能夠提供的輔助，接著離散小波轉換(DWT)以及多尺度分析(MRA)提供 MRA 的頻譜資訊。另外，真實動態運動的帶寬就可以透過動態 IMU 訊號的頻譜資訊得知。而小波濾雜訊演算法可以透過頻譜分析了解其特性。本案將於期末報告中完成捷聯式的濾除雜訊演算法，並以實測資料測試及分析其效能。

#### 2.4.1 連續小波轉換

對訊號執行傅立葉分析  $f(t)$ ，可以從  $f(t)$  的頻率中萃取資訊。標準傅立葉轉換如下(Mallat, 2001):

$$F(\omega) = \int_{-\infty}^{+\infty} f(t)e^{-i\omega t} dt \quad (2.26)$$

式中  $\omega$  為頻率， $t$  為時間。傅立葉分析能夠提供頻率資訊；但是並不能提供關於時間-定位的資訊。因此對訊號  $f(t)$  使用單窗的步驟是為了獲得此一資訊。第一步先對訊號乘上一個固定的單窗函數嚴格限制其區間(平滑邊界)，預先取得乘積的傅立葉分析。接著平移單窗函數並重複此步驟，得到全部訊號的頻率定位資訊。因為所有頻率的單窗寬度相同，不同頻率的定位數量為一相同的常數。從數學的觀點，單窗式的傅立葉函數也稱為短時傅立葉轉換(STFT)，並可寫成以下形式(Mallat, 2001)：

$$T^{STFT}(u, \omega) = \int_{-\infty}^{+\infty} f(t)g(t-u)e^{-i\omega t} dt \quad (2.27)$$

式中  $g(t)$  為單窗函數， $u$  為轉換因子(單窗大小)。小波轉換可以定義為不同類型的函數，目的是為了處理 STFT 的一些缺點。除此之外，也改變固定時間與頻率解析度  $\Delta t$  與  $\Delta f$  的作法，使兩者解析度能在時間-頻率的平面變化間取得多解析度的分析。這種變化可以在不違反海森堡不等式的前提下進行(Strang, 1993)。時間解析度隨頻率增加而增加，而頻率解析度則隨頻率降低而增加。此一結果可以從固定  $\Delta f$  與  $f$  的比率為一常數  $c$  而得知(Mallat, 2001)：

$$\begin{aligned} \text{Time-Bandwidth product} &= \Delta t * \Delta f \geq \frac{1}{4\pi} \\ \frac{\Delta f}{f} &= c \end{aligned} \quad (2.28)$$

在濾波器組的理論中，分析濾波器組包含具固定相對帶寬的帶通濾波器(因此稱為常數  $Q$  分析)。分析濾波器的響應頻率在濾波器組中，是呈對數尺度的規則間隔(Strang, 1993)。因此，時間解析度在高頻時較佳，而頻率解析度在低頻時則較佳(Olivier and Vetterli, 1991)。若有兩個非常接近的短暫波峰，若其中一個能轉到較高的分析頻率取得較高的時間解析度，就能夠將它們分離。小波分析在訊號由短週期的高頻分量加上長週期的低頻分量組成時，能夠展現最佳的效能，連續小波轉換(CWT)即是基於這個概念。分析濾波器所有的脈衝響應，在濾波器組中被定義作為同一母小波函數  $\psi$  的不同尺度(拉伸或壓縮)版本(Daubechies 1992)。舉例來說，對一尺度因子  $a$ ，濾波器脈衝響應為：

$$\psi_a(t) = \frac{1}{\sqrt{|a|}} \psi\left(\frac{t}{a}\right) \quad (2.29)$$

此函數可以透過常數  $\frac{1}{\sqrt{|a|}}$  正規化(Daubechies 1992)。在連續小波轉換中，變換參數  $b$  及擴張參數  $a$  會持續改變，換句話說，此轉換是利用下列方程式：

$$\psi_{a,b}(t) = \frac{1}{\sqrt{|a|}} \psi\left(\frac{t-b}{a}\right) \text{ with } a, b \in \mathbb{R}, a \neq 0 \quad (2.30)$$

因此， $f$  函數的連續小波轉換可以定義為：

$$w(a, b) = \langle f, \psi_{a,b} \rangle \quad (2.31)$$

假設小波  $\psi$  滿足可處理的條件，則  $\hat{\psi}(w)$  為其傅立葉轉換：

$$C_\psi = \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{|\hat{\psi}(w)|^2}{w} dw < \infty \quad (2.32)$$

然後 CWT  $w(a,b)$  在其範圍內能夠進行逆轉換，而轉換是基於下列關係式：

$$f(t) = \frac{1}{C_\psi} \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} w(a,b) \psi_{a,b}(t) \frac{dadb}{a^2} \quad (2.33)$$

在可處理的條件下， $\hat{\psi}(0)$  必須為 0 (Daubechies 1996)，且特別是  $\psi$  會產生震盪。此一特性配合衰減性質，就稱為小波 (Daubechies 1996)。在實際應用上，希望能找出一種使用  $w(a,b)$  的逆轉換，不會超出  $a$  及  $b$  的範圍，此轉換只有在當  $a$  為正值或甚至為離散值時才存在，常見的選擇是使用二元網格。一般來說，希望使用較少的  $a$  及  $b$ ，小波就需要更嚴格的條件。CWT 是小波轉換中非常常見的一種，另一種轉換只使用  $a$  及  $b$  的二元值則稱為離散小波轉換 (DWT)，將在 2.4.3 小節介紹。

### 2.4.1.1 連續小波轉換的頻譜

為了比較傅立葉轉換 (FT)、STFT 及 CWT 的效能，使用三種取樣頻率 ( $F_s$ ) (200Hz、100Hz、50Hz)，並模擬不同的波其動態頻率範圍在 1Hz 到 90Hz，間隔為 2Hz。選擇這三種取樣頻率是因其能對應到一般 IMU 的取樣頻率。STFT 使用漢明罩窗函數 (hamming window function)。CWT 則使用 Daubechies 小波家族的 "DB5" 且尺度範圍 1 到 6。結果如下圖 2.22。



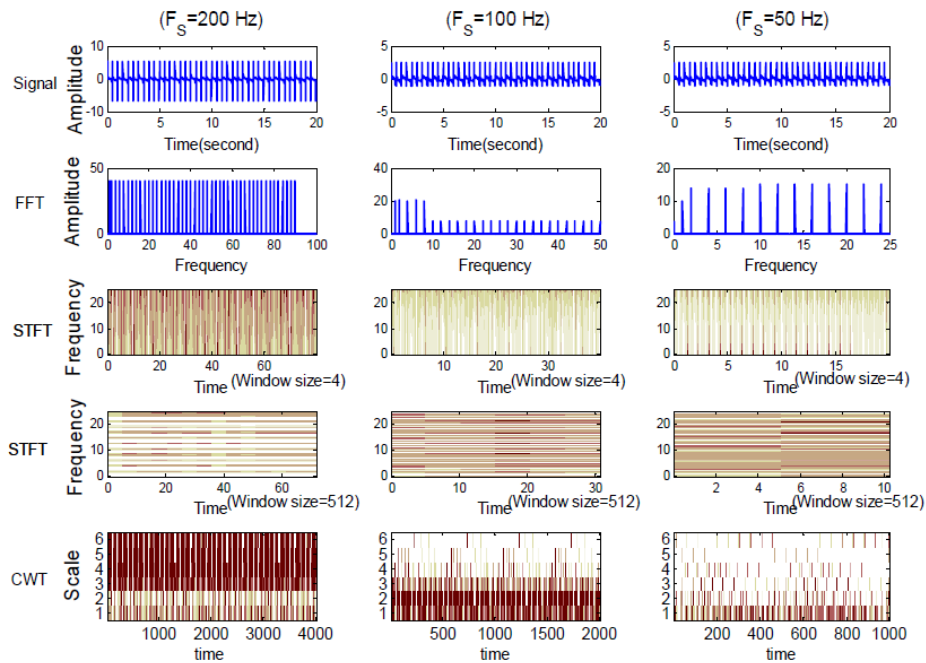


圖 2.22 FT、STFT 及 CWT 的比較

圖 2.22 中，FT 轉換訊號到頻率域卻遺失了時間資訊，當分析訊號的 FT 時，無法取得何時或何處有特別的事件，所以缺乏時間-定位資訊使得 FT 不適合用來分析非穩定的訊號，因為此類訊號在時間域有細分點或不連續的現象 (Aboufadel and Schlicker, 1999)。而 STFT 則展現訊號基於時間及頻率協調的觀點，提供關於何時以及何種頻率下產生訊號事件的資訊。這些資訊的精度能夠由罩窗的大小求定。

雖然 STFT 能夠協調時間及頻率資訊，但缺點是一旦使用特定大小的時間罩窗，則所有頻率的罩窗皆相同，從圖 2.22 中可以看到較窄的罩窗結果有良好的時間解析度，但較差的頻率解析度。反過來說，較寬的罩窗則使得時間解析度變差，但有較好的頻率解析度。許多訊號需要更彈性的方法，讓罩窗大小不論在時間或頻率都可以變換使求解能更精確。如圖 2.22 所示，CWT 提供多解析度的分析(MRA)以克服 FT 及 STFT 的限制。不像 STFT 只能有固定的解析度在所有時間及頻率，CWT 在高頻時有良好的時間解析度，但較差的頻率解析度，而在低頻時則是時間解析度較差，但有良好的頻率解析度。較低的尺度(高頻)有更好的尺度解析度，所謂較窄的尺度是指對尺度的精確值較不模糊，並對應到較差的頻率解析度 (Strang, 1993)；同樣地，較高的尺度有較差的尺度頻率解析度，也就是說對尺度的精確值更模糊，但對應較好的低頻頻率解析度 (Strang, 1993)。因此，MRA 相較於 FT 及 STFT，更適合去分析非穩定訊號。圖 2.23 說明不同尺度的兩種小波。圖 2.24 則說明 CWT 對應不同取樣頻率且使用二元網格作為頻譜係數。



圖 2.23 不同尺度的小波 (Misiti et al., 1997)

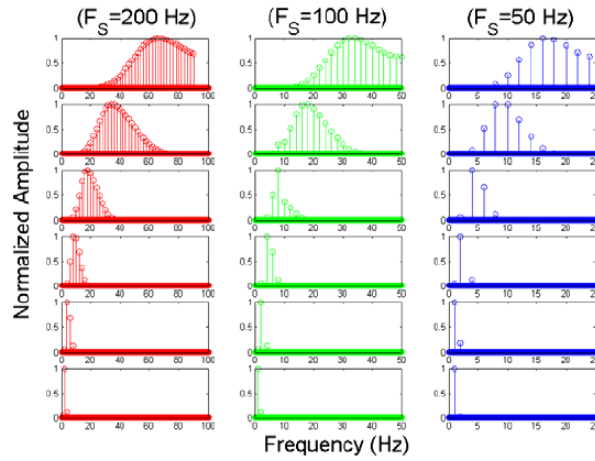


圖 2.24 連續小波轉換的頻譜

CWT 可以視為一系列的帶寬濾波器(高通濾波器)，而其中心頻率變化隨尺度及取樣頻率而改變，如圖 2.24 所示。小波分析顯示小波尺度與頻率間存在對應關係，低尺度對應到壓縮的小波，並能夠獲取快速改變的細節(高頻分量)，另一方面，高尺度則對應到伸展的小波，能夠取得訊號近似值或緩慢改變的部分(低頻分量)(Olivier and Vetterli, 1991)。

#### 2.4.1.2 FFT 及 CWT 的聯繫

為了發展捷聯式濾波演算法，研究 CWT 在頻譜域中尺度及其對應頻率內容間的關係是必須的。傳統方法是透過使用虛擬頻率去對應尺度來解決，計算小波的中心頻率 $F_c$ 並使用下列關係式(Misiti et al., 1997)：

$$F_p = \frac{F_c}{F_s \times a} \quad (2.34)$$

式中  $a$  為尺度， $F_s$  為取樣頻率， $F_c$  為小波的中心頻率， $F_p$  是對應到尺度  $a$  的虛擬頻率。根據(Sparto et al, 1999)的研究，中心頻率是透過對已知小波及頻率 $F_c$ 的純週期性訊號，建立兩者間之關係取得。換言之，最大化小波模量 FFT 的頻率就是指 $F_c$ (Misiti et al., 1997)。

圖 2.25 為 2 到 7 階的 Daubechies 小波範例，小波的中心頻率由改變週期性訊號的中心頻率決定，直到小波函數的波峰與週期訊號的小波相關性達到最大值。圖 2.25 中以二元分解的階為 $(2^n, n = 1, 2, \dots)$ ( $F_{C_{CWT}}$ )，透過 CWT 係數的傅立葉轉換萃取這些帶通濾波器的中心頻率，並比較透過前述方程式及表 2.9，使用尺度作為索引取得之虛擬頻率 $F_p$ ，得到 $F_{C_{CWT}}$ 及 $F_p$ 間之關係稱為相關係數 $\omega$ 表示為：

$$\omega('wavelet name') = \frac{F_{C_{CWT}}('wavelet name')}{F_p('wavelet name')} \quad (2.35)$$

表 2.11 為 Daubechies 小波家族 1 到 10 階的 $\omega$ 。分析中的相關係數與取樣頻率是獨立的，但與選擇的小波有關。因此，相關頻率對小波及尺度間有必然的關係表示為：

$$F_A('wavelet name') = F_P('wavelet name') * \omega('wavelet name') \quad (2.36)$$

相關頻率可以被視為 CWT 在每一個尺度的中心頻率，基於此結果，能夠提供對應尺度的頻率資訊，且相關頻率在使用 CWT 去分析動態 IMU 訊號時，能夠應用作為頻率的明確索引：

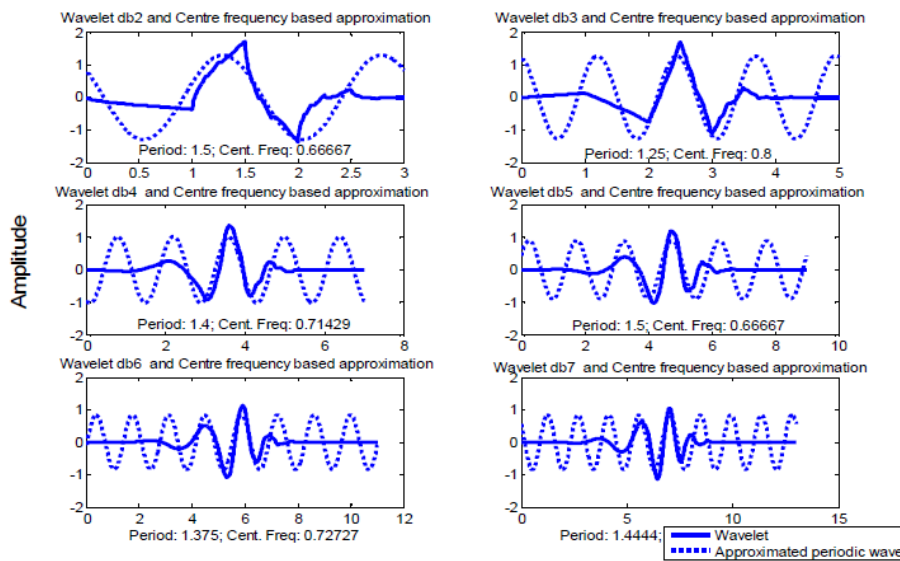


圖 2.25 Daubechies 小波家族的中心頻率範例

表 2.11 Daubechies 小波家族的相關係數

Wavelet	DB1	DB2	DB3	DB4	DB5	DB6	DB7	DB8	DB9	DB10
$F_c$	0.996	0.67	0.8	0.71	0.67	0.73	0.69	0.67	0.71	0.68
$\omega$	0.64	0.96	0.8	0.90	0.96	0.88	0.93	0.96	0.91	0.94

## 2.4.2 離散小波轉換

離散小波分析主要的差異式尺度參數  $a$  及變換參數  $b$  為整數值不再連續，兩個參數的選擇受限於離散集合(Daubechies 1992)：

$$a = 2^j, \quad b = k2^j = ka \quad (2.37)$$

$j$  及  $k$  為整數， $\Psi_{a;b}$  中的  $a$  及  $b$  分別由  $j$  和  $k$  取代，其定義式如下：

$$\psi_{j;k}(t) = 2^{-j/2} \psi(2^{-j}t - k) \quad (2.38)$$

從訊號 DWT 的轉換結果進行重建無法提供小波滿足特定條件，重建公式如下

(Daubechies 1992) :

$$f(t) = \sum_{j,k} \langle f, \psi_{j,k} \rangle \psi_{j,k}(t) \quad (2.39)$$

最普遍常用來建立小波基底的方法是使用多解析度分析(MRA) (Mallat, 1989a and 1989b)。在訊號處理過程中，通常稱為子帶濾波或正交鏡像濾波。分解階段由降取樣頻率( $\downarrow 2$ )的低通(h)及高通(g)濾波器組成(例如只取奇數樣本) (Strang and Nguyen, 1997)，圖 2.26 為三階分解的範例，及近似係數( $cA_i, i=1,2,3$ )和細節係數( $D_i, i=1,2,3$ )的中心頻譜。

換言之，若提升濾波器( $\tilde{h}, \tilde{g}$ )取樣頻率( $\uparrow 2$ )(例如加入 0 在每兩個樣本之間)，則如圖 2.27，詳細內容可見(Strang and Nguyen, 1997)。

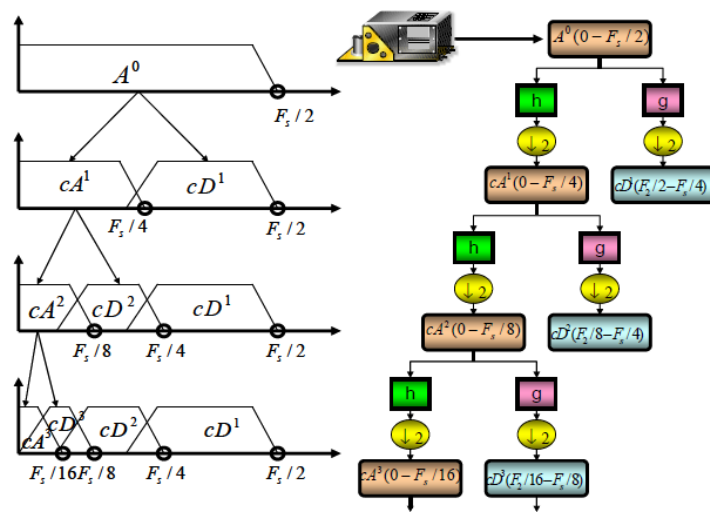


圖 2.26 三階小波分解及中心頻譜

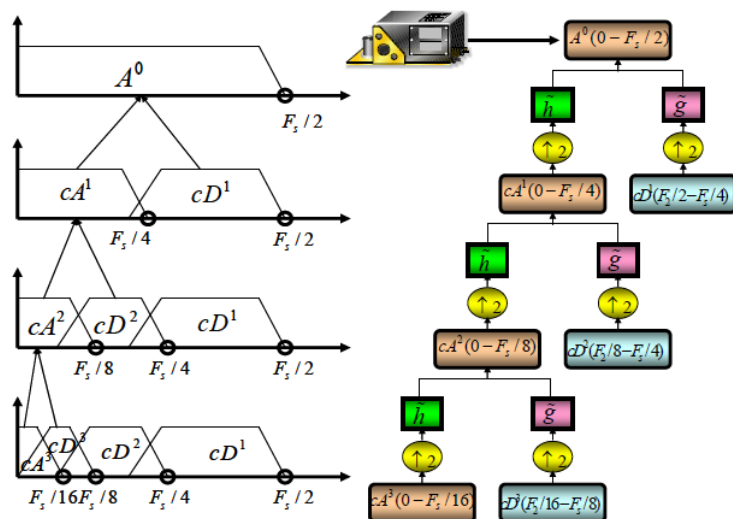


圖 2.27 三階小波重組

### 2.4.3 DWT 的頻譜觀點

圖 2.28 說明使用圖 2.22 中模擬訊號的分解階數與頻率關係，藍色實心圓與紅色虛線方形分別表示近似與細節訊號的頻譜，透過 MRA 在每個分解階數取得的近似訊號，可以視為一系列對應到不同分解階數，且由基於小波的低通濾波器所產生的訊號(Sparto,1999)，因此，這些低通濾波器的中止帶寬可以從圖 2.28 中取得。

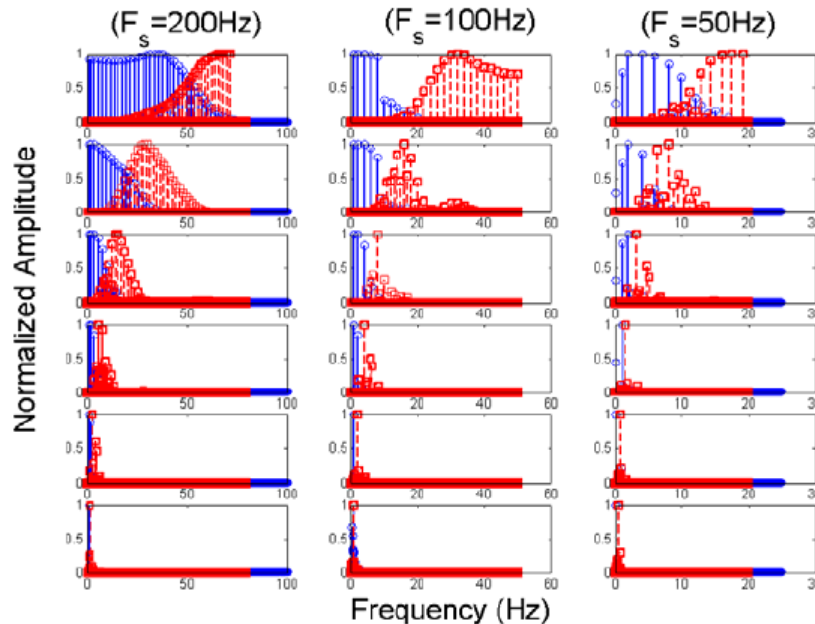


圖 2.28 離散小波轉換的頻譜(近似/細節訊號)

### 2.4.4 IMU 原始觀測量的頻譜分析

根據(Czompo, 1990)的研究，動態 IMU 原始動態訊號的頻譜域受到下列因子的影響：運動動態、抖動干擾、震動干擾及白雜訊。因此，發展任何前處理濾波的最終目標都是要移除震動及雜訊的影響，並且不危害到原始真實運動動態的特徵。對不同方案的 IMU 原始觀測量做頻譜分析，像是初始對準(引擎熄火)、零速更新(引擎發動)、短暫動態(引擎發動)及綜合導航條件(動態移動+初始對準+零速更新)，故相當複雜。這樣的作法是希望評估三種因子個別的影響；因此，由每一個慣性感測器所監測的真實運動動態之帶寬，可以從大量的頻譜圖中被分離出來，圖 2.29 到圖 2.31 為三個不同 IMU 原始觀測量的頻譜，包含 CIMU® (Honeywell, 導航等級,  $F_s=200\text{Hz}$ )、LN200(Litton, 戰術等級,  $F_s=200\text{Hz}$ )、Crossbow® AHRS400-CC(Crossbow, MEMS,  $F_s=110\text{ Hz}$ )。值得注意的是這些 IMU 是同時裝在同一載具上操作，因此它們經歷相同的運動動態及振動干擾。圖 2.29 到圖 2.31 中的 Y 軸代表每一個感測器在不同方案產生的頻譜其正規化的振幅。注意 Y 軸的尺度在某些方案已經被調整過，以提供更好的視覺效果。因為每個方案的資料長度不同，且頻譜域最大振幅隨資料長度變化，因此直接比較不同方案的正規化振幅無法提供更有用的資訊。

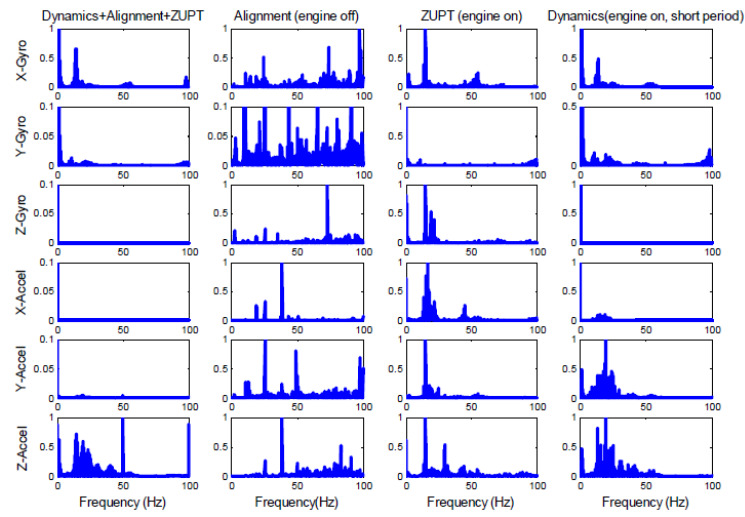


圖 2.29 CIMU 的頻譜

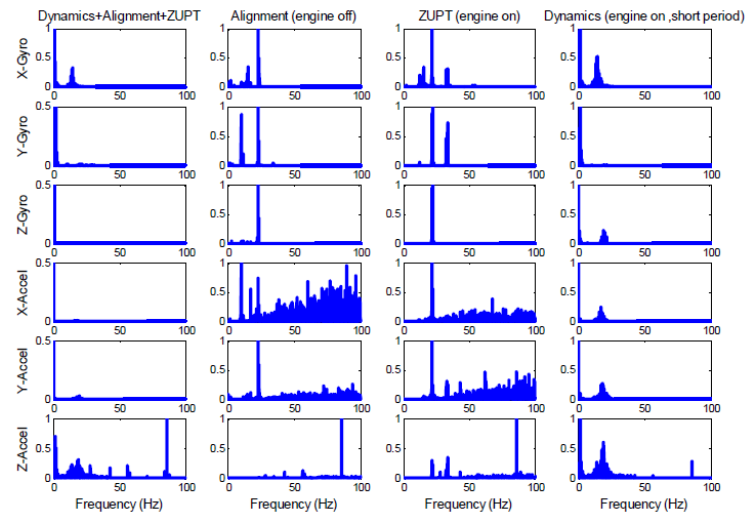


圖 2.30 LN200 的頻譜

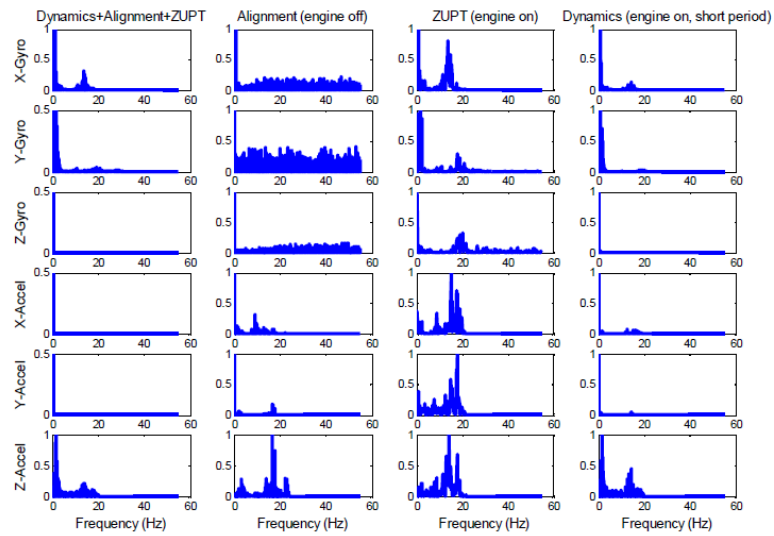


圖 2.31 Crossbow AHRS400-CC 的頻譜

表 2.12 為抖動干擾、震動干擾及雜訊的影響。圖 2.29 到圖 2.31 中是在引擎熄火的靜態模式下進行初始對準，以減低其他震動的影響，波峰稱為抖動尖峰，圖 2.29 中初始對準的期間對應許多混疊的頻率，是因為 CIMU 有三個環架式雷射陀螺，而引擎震動的干擾能夠透過比較初始對準與零速更新的頻譜被清楚辨別，從圖 2.29 到圖 2.31 中，理論上移除抖動尖峰及引擎震動的影響後，所有 IMU 都顯示類似的運動動態特徵，因此真實運動動態是與使用的 IMU 品質獨立無關的，簡單地說，不同感測器感測到的真實運動動態帶寬可以被分成兩類，如表 2.12。加速度計 X 軸、Y 軸及陀螺儀 Z 軸的頻譜特徵符合地面載具的運動性質。表 2.13 說明不同感測器感測到的真實運動動態帶寬。

表 2.12 不同因子的影響

來源	特徵
抖動尖峰	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 環架式雷射陀螺的抖動運動造成感測器組的震動</li> <li>● 抖動尖峰能夠透過特定頻率的濾波器移除</li> </ul>
引擎震動	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 引擎震動的干擾能夠被辨別介在 10~25Hz 間，飛機的引擎震動可以發現類似的結果</li> </ul>
白雜訊	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 雜訊等級隨 IMU 的精度等級下降而增加</li> <li>● 理論上雜訊能夠透過正確的濾波演算法減低</li> </ul>
真實運動動態	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 陀螺儀 X、Y 軸及加速度計 Z 軸:由於道路的不規則性;感測器的運動頻率主要介在 0~6Hz，因此濾波的上邊界一般設定為 8Hz</li> <li>● 加速度計 X、Y 軸及陀螺儀 Z 軸:以非常低頻的分量為主，X 及 Y 方向的加減速運動之頻率帶寬主要介在 0~1Hz，表示沿軌跡較平滑的移動，同樣地，方位改變的頻率帶寬也介在 0~1Hz，表示載體垂直軸有較平滑的旋轉，因此濾波時上邊界設為 2Hz</li> </ul>

表 2.13 真實運動動態的帶寬

	陀螺儀			加速度計		
感測器	X 軸	Y 軸	Z 軸	X 軸	Y 軸	Z 軸
帶寬	<8Hz	<8Hz	<2Hz	<2Hz	<2Hz	<8Hz

基於上述頻譜分析結果，本案進一步完成基於小波轉換之濾除雜訊演算法並以實測結果進行提升慣性測量儀效能分析。

#### 2.4.5 小波轉換之濾除雜訊演算法

對帶有雜訊的慣性感測器訊號執行 DWT 及閾值的演算是本濾除雜訊演算法的基本原理。Donoho [1992]提出了以下的濾除雜訊架構:

- (1) 假設  $x(n)$  是原始訊號，訊號長度為  $N$ ， $y(n) = x(n) + e(n)$  中  $y(n)$  是被  $e(n) \sim N(0,1)$  損壞的訊號，求出  $y(n)$  的 DWT 則為  $Y_{j,k}(n)$

(2) 對  $Y_{j,k}(n)$  進行閾值演算

$$\hat{X}_{j,k} = \begin{cases} Y_{j,k}, & \text{if } |Y_{j,k}| \geq \delta \\ 0, & \text{if } |Y_{j,k}| < \delta \end{cases} \quad (2.40)$$

或軟閾值

$$\hat{X}_{j,k} = \begin{cases} \text{sgn}(Y_{j,k})(|Y_{j,k}| - \delta), & \text{if } |Y_{j,k}| \geq \delta \\ 0, & \text{if } |Y_{j,k}| < \delta \end{cases} \quad (2.41)$$

$\delta$  是基於 Stein's 的閾值無偏估計(SURE)得到的閾值, 考慮到只有白雜訊, Donoho and Johnstone [1995] 提出透過使用 SURE 的自適應選擇選出接近最佳的閾值  $\delta^s$ :

$$\delta^s = \arg \min_{0 \leq t \leq \sqrt{2 \log N}} SURE(t; x)$$

$$SURE(t; x) = N - 2 \cdot \#\{i: |x_i| \leq t\} + \sum_{i=1}^N [\min(|x_i|, t)]^2 \quad (2.42)$$

(3) 對  $\hat{X}_{j,k}$  以 DWT 逆轉換重建濾除雜訊後的訊號  $\hat{X}(L)$

透過前述對於動態慣性感測器訊號的頻譜分析, 可以求定加速度計及陀螺三軸的真實運動動態帶寬以及中止帶寬, 作為小波低通濾波器的閾值。

如前之分析, 基於小波的低通濾波器其最佳的分解階數可以被求定。由於那些超出真實運動動態帶寬的訊號是不要的, 因此首先用基於小波的低通濾波器, 針對每一個感測器以最佳的分解階數, 移除這些高過中止帶寬的高頻訊號。接著透過濾除雜訊演算法, 移除那些剩餘且頻率低於中止帶寬的短周期誤差。故此演算法稱為階層式濾除雜訊演算法, 如下圖所示。

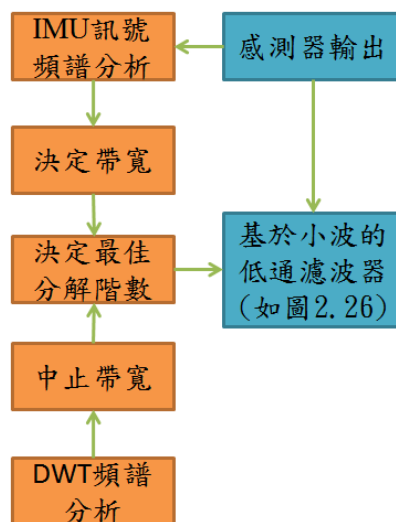


圖 2.32 階層式濾除雜訊演算法流程示意圖



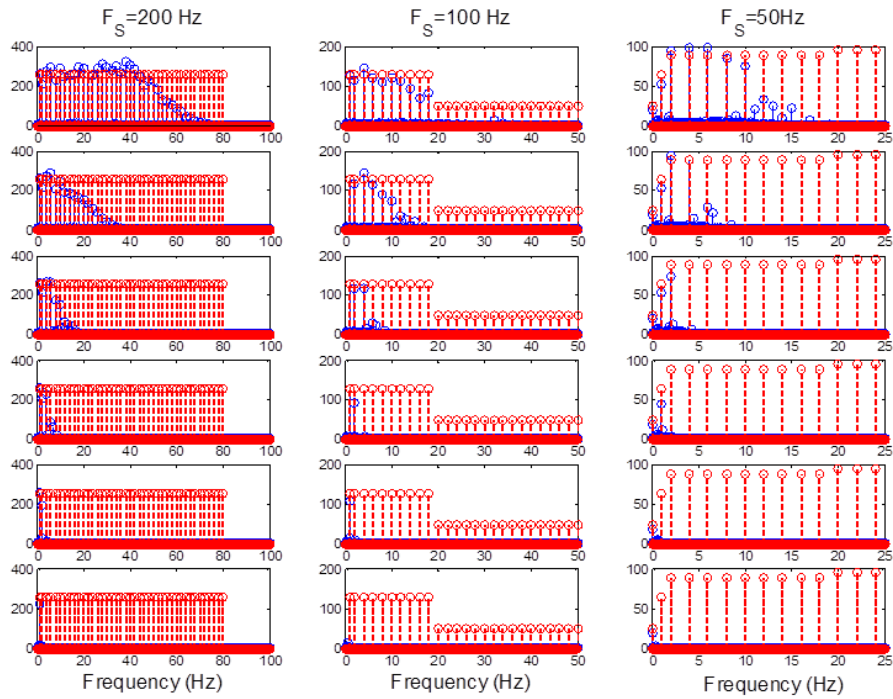


圖 2.33 階層式 DWT 濾除雜訊的頻譜圖

圖 2.33 為使用 DWT 從 1 階到 6 階的分解階數，所產生的階層式濾除雜訊演算法的頻譜。圖中紅線為原始頻譜，藍線則為濾除雜訊後之頻譜。從圖中可以看出，小波濾除雜訊演算法能夠移除訊號中不需要的高頻分量。圖 2.34 則是 CIMU 的 X 軸陀螺原始觀測量經階層式 DWT 濾除雜訊後之頻譜圖。圖中只顯示在每一個分解階數時高過中止帶寬的高頻分量，分解階數的範圍則是 1 階至 6 階。圖 2.34 中另以箭頭標示經過階層式 DWT 濾除雜訊演算法，在每一個分解階數中仍殘餘的高頻雜訊。換言之，從圖中可以看出，這些高頻分量能夠逐層地被階層式小波濾除雜訊演算法完整移除。

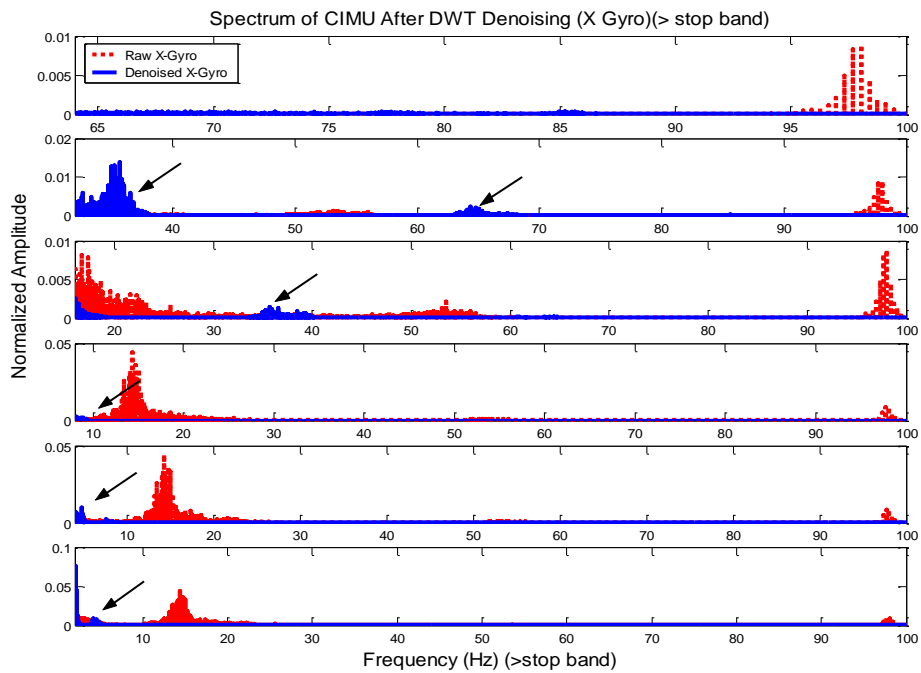


圖 2.34 CIMU 經階層式 DWT 濾除雜訊的頻譜圖

因此，利用階層式小波濾除雜訊演算法，能夠完全移除剩餘的高頻分量，並能將前面所述低於中止帶寬的短周期誤差消除。

## 2.4.6 實測效能分析

本小節將討論以本案所發展的基於小波轉換之濾除雜訊演算法，在衛星訊號失鎖時減低定位誤差之效能。實驗場設定於開闊地，以確保衛星訊號之品質及交會幾何，透過模擬衛星訊號失鎖，來驗證本案發展之濾除雜訊演算法效能。實驗過程中共模擬了八段衛星訊號失鎖，也就是移除送入卡曼濾波器中的八段衛星訊號資料，換言之，此時卡曼濾波器進入預測模式。再將慣性測量儀輸出之原始觀測量所產生的軌跡，與經過小波轉換濾除雜訊後的觀測量所產生的軌跡與參考軌跡做比較。

下圖 2.35 中，為導航等級 CIMU 實測之結果，紅線表示經過小波轉換濾除雜訊後之 CIMU 觀測量，其所產生之軌跡定位誤差，藍線則是 CIMU 原始觀測量所產生的軌跡定位誤差。如圖所示，經過小波轉換濾除雜訊後所產生之軌跡定位誤差，明顯較原始觀測量產生之軌跡來的小，尤其在其中編號 1、2、4、5、7、8 六個模擬衛星訊號失鎖的狀況下，更為顯著。而從改善的程度來看，約減低了 20 公分至 1 公尺不等的誤差，也就是說大約改善了 20% 至 90% 的定位誤差。

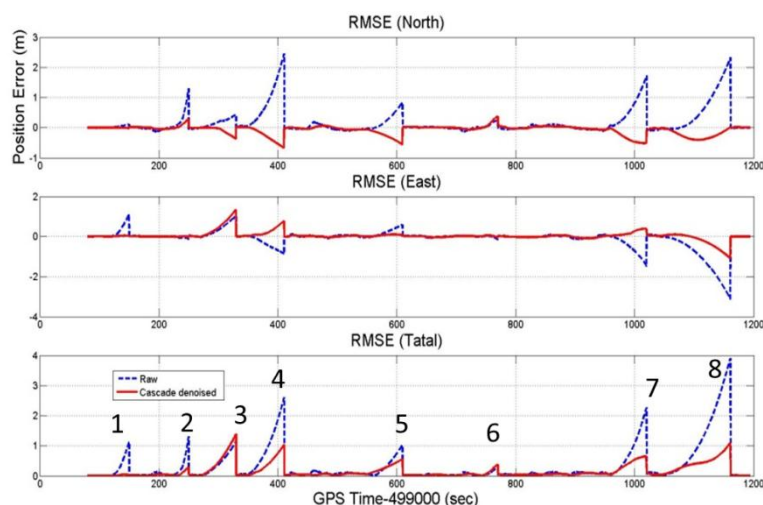


圖 2.35 CIMU/DGPS 之定位誤差

而剩餘的兩段編號 3,6 模擬衛星訊號失鎖，經過小波轉換濾除雜訊後，並沒有顯著的改善，定位誤差改善的幅度大約在 5 公分到 20 公分之間，即 20% 至 35% 的範圍。

圖 2.36 則是以戰術等級 LN200 進行測試，測試規劃如前，模擬八段衛星訊號失鎖的狀態，分別以 LN200 之原始觀測量以及經濾除雜訊後之觀測量，整合 DGPS 產生之軌跡，與參考軌跡進行定位誤差之分析比較。

圖 2.36 中藍線為原始觀測量產生之軌跡定位誤差，紅線為經小波轉換濾除雜訊後產生之軌跡定位誤差。從圖中可以看出，基於小波轉換之濾除雜訊演算法，亦能有效改善戰術等級系統於衛星訊號失鎖時產生之定位誤差(編號 3、6、

7、8)，改善的誤差量約在 22 公分至 10 公尺之間，大約減少了約 7% 到 73% 的誤差量。而編號 1、2、4、5 模擬衛星訊號失鎖的時期，軌跡定位誤差並無明顯改善，減低的誤差量約在 7 公分至 73 公分之間，減低的比率約在 1% 至 5%。

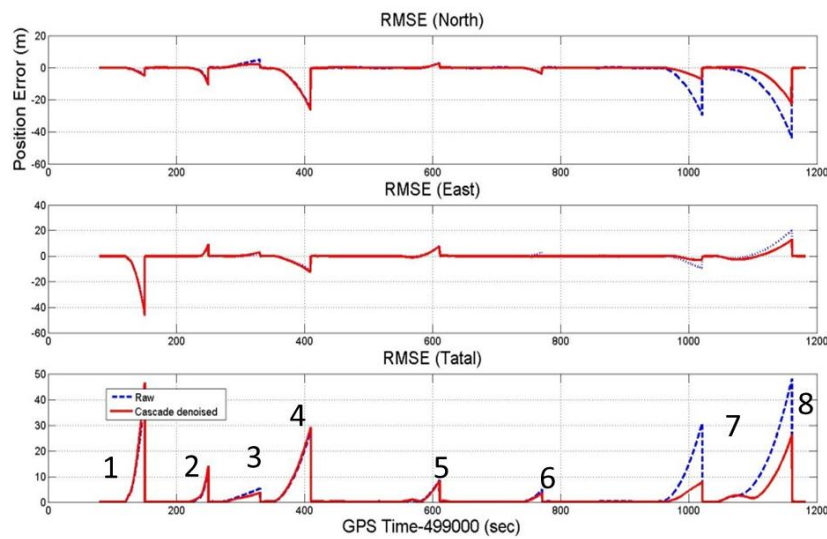


圖 2.36 LN/DGPS 之定位誤差

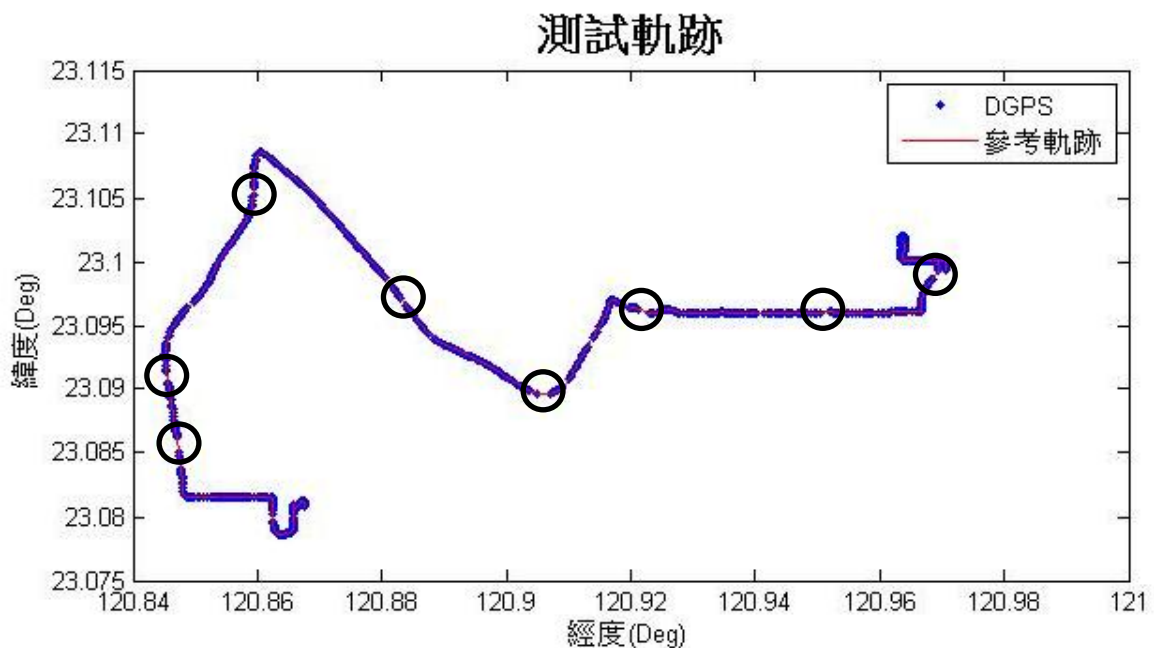


圖 2.37 實地道路測試軌跡及模擬之訊號脫落(黑圈處)

圖 2.37 為對應圖 2.36 及圖 2.35 實際道路測試軌跡，藍色點為 DGPS 位置，紅線則為軌跡，黑色圓圈處則為模擬衛星訊號脫落的段落。

故經本實驗測試之後，足證本案發展的基於小波轉換之濾除雜訊演算法，對於 INS/GPS 整合導航定位系統，在衛星訊號斷訊時，能夠有效降低定位誤差，改善整體定位之精度。同時對多平台移動製圖應用而言，根據前述各式平台應用之誤差預算表可以推估本案所使用的慣性測量儀雜訊濾除技術可以提升戰術等級以上的定位定向系統在 GNSS 訊號脫落時的影像特徵點直接定位誤差(無控

制點近景攝影測量模式)達 60%以上，其主要依據為在式 2.1 中定位定向系統之軌跡誤差將線性傳播到特徵點直接定位誤差，所以該演算法不僅提升了動態軌跡之精度，同時亦可等比例地提升影像特徵點直接定位誤差。故此演算法可以克服台灣目前各平台移動製圖系統使用的戰術等級定位定向系統在 GNSS 訊號脫落時定位定向解迅速隨時間飄移之缺點。

## 2.5 規畫整合式定位定向測試與率定實驗室

鑑於目前國內使用多平台移動製圖作業愈加普及，透過國際公認的標準測試程序與設備進行多平台製圖系統規格測試與率定，進一步確認系統之性能符合規格與任務之需求；如此可以確保多平台製圖成果之精度。多平台製圖系統所使用之平台可以是衛星、飛機、直昇機、船舶、汽車或人，所搭載的定位定向感測器可能包括 GNSS 接收儀、INS 及里程計數器等，影像觀測感測器系統則可以是相機、攝影機、多光譜掃瞄儀或雷射掃瞄儀等。

故為了確保多平台移動製圖成果之精度，未來宜針對使用多平台製圖技術參與國家地圖繪製、土地調查與防救災等相關業務作業的系統，透過標準的測試程序與設備進行系統規格測試與分析，確認系統之性能符合規格與任務之需求。同時相關測試成果亦可以進一步確保系統之穩定度與測繪成果之精度。

如式 2.1 與圖 2.38 所示，多平台製圖系統進行直接定位過程中需留意之系統誤差包含 INS/GNSS 定位( $\delta r_{INS}^m(t)$ )及 INS 定向誤差( $\delta R_b^m(t)$ )、率定誤差( $\delta a^b$ 、 $\delta R_S^b$ )、目標物位置及幾何誤差( $\delta S^i$ 、 $\delta r^S$ )、同步化誤差( $\delta T$ )之影響。故如何確認這些來自於不同感測器之系統誤差量級；並研提適當系統誤差模型以進行率定或補償並確保測量成果之精度與可靠度是相當重要的一個環節。

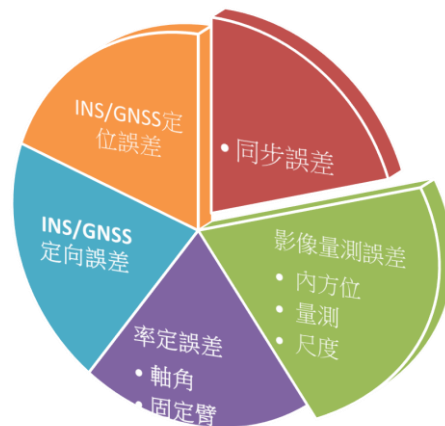


圖 2.38 多平台製圖系統之各式系統誤差

本案依工作計畫書之規畫，提出包含專業慣性測量儀率定及測試功能與整合式定位定向系統測試功能、整合式定位定向子系統、測試與率定實驗室包含：單一相機內方位率定、多組相機相對方位率定場之影像感測器子系統測試與率定實驗室、車載與個人製圖系統率定功能之多平台製圖全系統室外測試與率定場等測試場之場地規劃，如圖 2.39 所示，而各測試場地之用途、所包含設施與籌設進度將於後續章節詳述之。

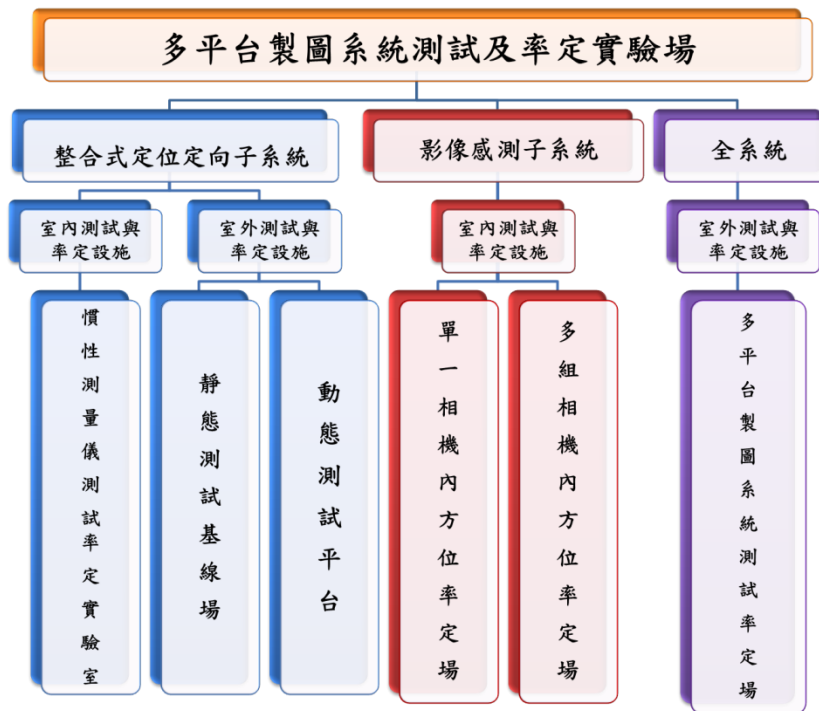


圖 2.39 多平台製圖系統測試與率定實驗室架構

就設置時程而言，本案規畫於二年之內(含 101 年度)取得必要的硬體設備、完成各實驗場地之規畫與施作及開發或取得各實驗室運作所需之軟體。

就設置目的而言，目前全球空間資訊相關領域使用多平台移動製圖系統獲取空間資訊之作業日漸普及；但目前仍欠缺針對此類系統進行製圖作業所需之標準作業程序與規範。同時各式感測器的規格影響作業成果精度甚鉅，但目前使用者對相關系統之規格與精度驗證只依賴原廠型錄提供的一紙規格，畢竟這些數據都只是國外廠商自行測試的成果，對業主與國內廠商皆具備相當大之風險。所以本案擬發展適合台灣環境之標準感測器測試程序與精度規範，提供國內廠商與業主進行設備進行系統規格測試與分析之專業服務，如此確認系統之性能符合規格與任務之需求。同時相關測試成果亦可以協助率定，以進一步確保系統之穩定度與測繪成果之精度。

同時透過這些專業的測試與率定設施，本案擬於 102 年度起三年內(陸續完成含車載、個人與空載移動製圖系統於國內標準作業程序與規範之研究或修訂)以提供主管機關參考。目前本團隊所有擁有與擬採購的各式系統規格與現行商業系統相仿，足以提供作業規範研究所需，若有更高精度系統需求可尋求中科院二所七組之協助。所以本案擬依照國內相關的製圖應用與精度需求，研提符合其規範之作業程序與軟硬體規格，明確規範廠商承接國家委託測繪業務之各式平台製圖感測器須出具符合規範要求(含精度與硬體規格)之專業測試報告，如此不但可以協助廠商評估硬體成本，也可提供業主或主管機關進行各式測繪成果之管制以確保測繪成果之精度，本案研提多平台製圖系統測試與率定實驗室相關工作項目之時程規劃如圖 2.40 所示。

就儀器採購與場地維護經費而言，除本案自 102 年度起三年每年會規畫部分經費支應外，同時也會據此向成功大學爭取經費以持續增添必要的軟硬體設

備。就使用方式而言，本案所設置的多平台率定與測試實驗室之功能主要為協助地政司研議相關的作業規範與程序，並輔以提供國內廠商進行系統規格測試、驗證與率定服務。原則上這些實驗室的硬體與軟體將以公開的形式接受各方委託提供相關的測試與率定服務。若地政司未來採行本案研議的各式作業程序與規範，則這些實驗室收費的方式與標準將依內政部與成功大學之規定辦理，在此之前以研議相關的作業規範與程序為主，暫不考慮收費。

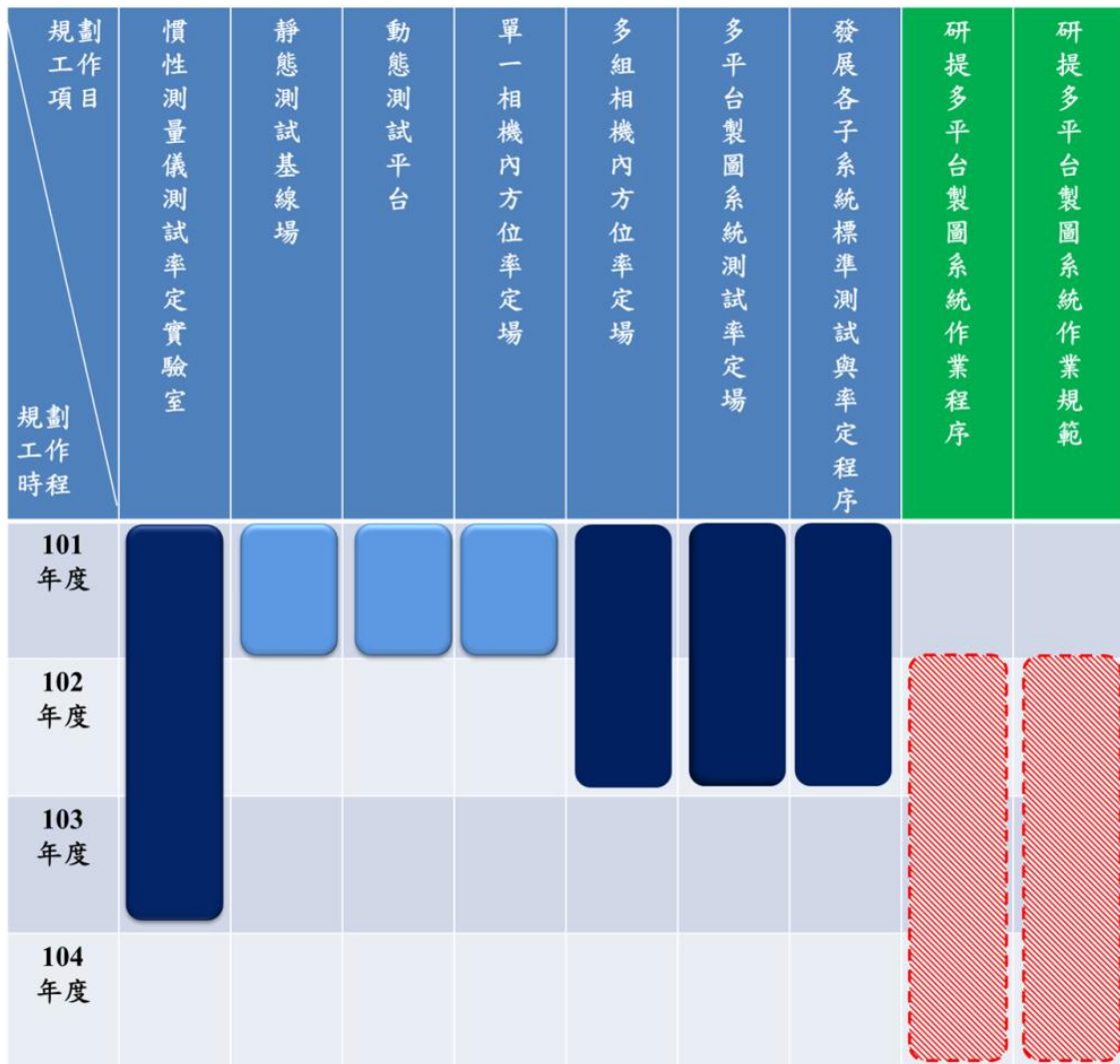


圖 2.40 多平台製圖系統測試與率定實驗室相關工作項目時程規劃

### 2.5.1 整合式定位定向子系統測試與率定實驗室之場地規劃

本工作案設置之整合式定位定向系統測試與率定實驗室包含：

1. 具備專業慣性測量儀率定及測試功能之室內實驗室
2. 具備高精度位置與航向基樁之室外靜態測試場
3. 定位定向系統動態測試平台

前者之功能在於透過高精度雙軸轉台提供慣性測量儀中陀螺儀系統誤差率定與評估其姿態精度之功能，同時透過線性加速度台進一步提升加速度計系統誤差於線性加速度變化過程之估算精度，期進一步提升整合式定位定向系統之精度。同時高精度的雙軸位置速率轉台可以驗證各家定位定向系統之三軸絕對

姿態精度。

中者之功能在於透過事先完成精密測量之基樁提供精密的參考訊息(坐標與姿態)以分別測試整合式定位定向系統之靜態定位定向精度。

後者之功能在於透過在動態測試平台上搭載高精度之參考系統以提供精密的參考訊息(參考軌跡與姿態)以分別測試整合式定位定向系統之動態定位定向精度。

### 2.5.1.1 具備專業慣性測量儀率定及測試功能之室內實驗室

目前國內除中科院外，並無任何單位具備專業的慣性測量儀率定及校正實驗室，而中科院的測試設備因為軍方視慣性導航技術具備高度的敏感性故無法接受民間的委託進行系統測試。如前所述，國內目前有超過 20 套整合式定位定向系統在執行不同政府單位或民間所委託之移動遙測製圖業務，而慣性測量儀之品質與穩定性可視為整合式定位定向系統之核心；目前使用者投資近千萬元採購設備，而只能依據系統商所提供短短幾頁之測試規格，或其他使用者之回饋意見，作為系統精度依據，如此國內的空間資訊相關公司於承攬業務時，亦具備相當大之風險，而所有系統的不確定性最後將由業主承擔。故專業慣性測量儀率定測試實驗室設置之目的如下：

#### 1. 測試與驗證定位定向系統的慣性感測器規格

■ 依 IEEE 1554-2005 號標準文件發展慣性感測器之測試與驗證程序驗證系統型錄所列規格

- (1) 測試與估算加速度計與陀螺儀之原位偏移(Run to run bias)、原位偏移穩定性(Run to run bias stability)
- (2) 測試與估算加速度計與陀螺儀之尺度因子
- (3) 測試與估算加速度計與陀螺儀之軸交誤差
- (4) 測試與估算加速度計與陀螺儀之溫度補償精度

#### 2. 測試與驗證定位定向系統的靜態定位定向精度

- 測試與估算定位定向系統驗證系統型錄所列之定位精度
- 測試與估算定位定向系統驗證系統型錄所列之定向精度

#### 3. 慣性感測器之率定

■ 協助廠商率定加速度計與陀螺儀之各式系統誤差，以確保製圖成果品質。

#### 4. 作業規範與標準作業程序之研究

本案設置的專業慣性測量儀率定及測試功能之室內實驗室主要設施為高精度雙軸位置與速率旋轉台，用以測試高精度戰術等級以上之陀螺儀；高精度單軸線性加速度台，用以測試戰術等級以上加速度計(飄移<5mg)；溫度櫃用以測試慣性測量儀各感測器系統誤差之溫度效應，並提供合適的補償模型等精密測

試儀器。本案目前已透過向成功大學與工學院爭取預算累計約 200 萬，用以採購高精度雙軸的位置與速率旋轉台，並順利於 11 月底完成交貨與安裝，如圖 2.41 所示，該轉台定位精度達 0.01 角秒(約 0.0000003 度)，其可以提供目前所有國內運作中的民用戰術等級與導航等級慣性測量儀所需之率定功能，與各商民用定位定向系統之定向精度驗證之用。本案規劃的專業慣性測量儀率定測試實驗室針對上述測試項目可提供之精度規格與預估經費列於表 2.14。

同時本案在今年十月獲得測量及空間資訊學系贊助並已在此實驗室設置 GNSS 訊號室內播放設備，如圖 2.42 所示，並向本校繼續爭取經費採購其他所需設備(含溫度櫃、線性加速度台等設備)，預計明年底前本實驗室可以提供媲美中科院所有專業實驗室之部分功能，而這些功能對於多平台製圖技術之品質管制是必須的。同時若因預算關係無法及時採購線性加速度台，本團隊發展的率定技術可以透過使用圖 2.41 所示之高精度雙軸位置速率轉台提供率定加速度計系統誤差之功能。所以線性加速度台雖然比較便宜，但在本團隊向本校爭取預算的優先順序中排在高精度雙軸位置速率轉台之後。但若是未來預算充足，本團隊仍會採購此項設備以持續提升專業慣性測量儀率定測試實驗室之硬體設施。

表 2.14 專業慣性測量儀率定測試實驗室之測試項目、規格與預估經費

測試項目		測試場之精度規格	規劃場地大小	預估總經費	101年度經費	101年度自籌經費	102年度所需經費(含自籌)
慣性測量儀系統誤差	陀螺儀原位偏移	0.001度/小時	50平方公尺	400萬	50萬	200萬	150萬
	加速度計原位偏移	10ug					
	陀螺儀原位偏移穩定性	0.00001度/小時					
	加速度計原位偏移穩定性	1ug					
	陀螺儀尺度因子穩定性	0.1ppm					
	加速度計尺度因子穩定性	0.1ppm					
軸交誤差	0.000001度						
定向	方位角	0.000001度					
	滾轉	0.000001度					
	俯仰	0.000001度					
定位	經度	0.1公分					
	緯度	0.1公分					
	橢球高	0.1公分					
定速	北速度	0.001公尺/秒					
	東速度	0.001公尺/秒					
	垂直速度	0.001公尺/秒					



至於溫度櫃之需求，目前多平台製圖作業平台習慣將定位定向系統置於具備空調之室內環境(空載)或車頂(車載)，前者溫度變化較為穩定，但後者經歷的溫度變化較為劇烈，目前國內所有現役的商用定位定向系統皆使用光纖陀螺儀，此種陀螺儀需要精密的溫度補償技術以確保定位定向之品質，所以本案建議需針對車載應用之定位定向系統進行溫度補償效應之驗證。在測量及空間資訊學系獲得此項設備之前，可以尋求工研院南分院支援此項設備。同時本團隊也與中科院二所七組(慣性導航組)達成協議，未來可以請他們協助發展定位定向系統之各式標準作業與測試程序。

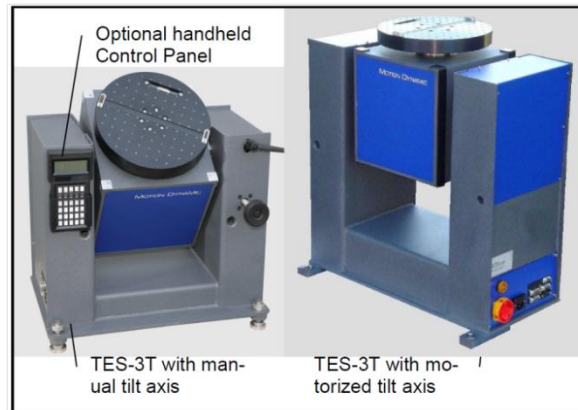


圖 2.41 採購之高精度雙軸位置速率轉台



圖 2.42 雙頻雙系統載波相位觀測量室內播放工具

溫度效應往往是影響慣性量測儀精度的主要因子，因此在執行慣性導航的過程中，一旦遭遇環境以及系統本身溫度的變化，將會對前述各項系統誤差量產生影響。尤其是對偏差及尺度因子的影響可能會非常顯著且難以精確建模，這是因為感測器中的溫度梯度變化會改變許多元件的性能，因此一般高精度的慣性量測儀都會非常嚴格的控制儀器溫度，需要較長的預熱時間。或是透過溫度率定以數學模式進行補償，而如前所述，溫度效應對系統誤差參數的影響取決於感測元件本身的溫度靈敏度，與製造過程及材料有關，即使感測元件型號相同，但此一特性仍不會完全一樣。溫度效應會使得偏差及尺度因子隨溫度變化，可能放大數倍或變小，造成原本的誤差補償不足或過度補償，這就會使得慣性量測儀中仍存有系統誤差，影響慣性導航最後的定位結果，可能使定位誤差放大數十公分甚至數十公尺，因此若要追求更高的精度，溫度率定會是提升

慣性量測儀及慣性導航精度的重要因素。

以光纖陀螺為例，溫度會影響陀螺中的光源、光纖迴路、相位調製器及光電探測器等(Cao, 2008)，使陀螺產生溫度造成的偏差。溫度會影響光源的功率以及波長，並改變光纖的長度和折射率，所以自然影響了相位調製的結果，其產生的雜訊與光纖長度和絕對溫度的平方成正比，下圖 2.43 及圖 2.44 為波長隨溫度變化及光源功率隨溫度變化的例子(Zuo, 2006)，該參考文獻中的光纖陀螺在  $-20^{\circ}\text{C}$  到  $50^{\circ}\text{C}$  的溫度範圍內，溫度造成的漂移達每小時 8 度。對相位調製器的直接影響則是指溫度作用於該元件的材料上，隨溫度變化的特性取決於使用的晶體材料。而溫度的上升也使得電路電阻改變，電子具有能量就會開始不規則的移動，而使得感測器產生雜訊。

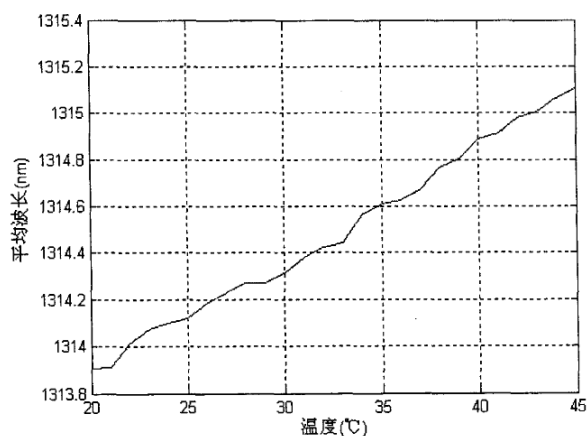


圖 2.43 波長隨溫度之變化

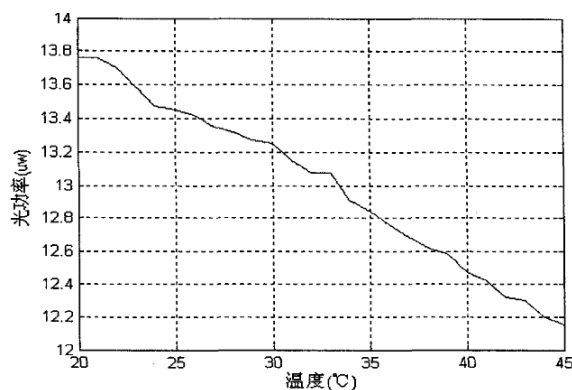


圖 2.44 光源功率隨溫度之變化

而加速度計有許多不同的設計，但一般最後都是透過感測元件的質量以及感測電流的大小來做為量測加速度的依據，因此溫度一樣影響了電路以及元件的性質，改變質量的大小以及原本應該測得的電流大小，依據牛頓運動定律，就會造成量測的加速度值不精確且含有雜訊。下圖 2.45 則為石英加速度計輸出隨溫度之變化圖(Xie, 2009)，該文獻中測試的石英加速度計在  $-40^{\circ}\text{C}$  到  $60^{\circ}\text{C}$  的溫度範圍內，溫度漂移達  $4.5\text{mV}$ ，經過換算大約是接近  $1(\text{m}/\text{m}^2)$  左右的誤差，對慣性導航系統而言其影響非常嚴重。

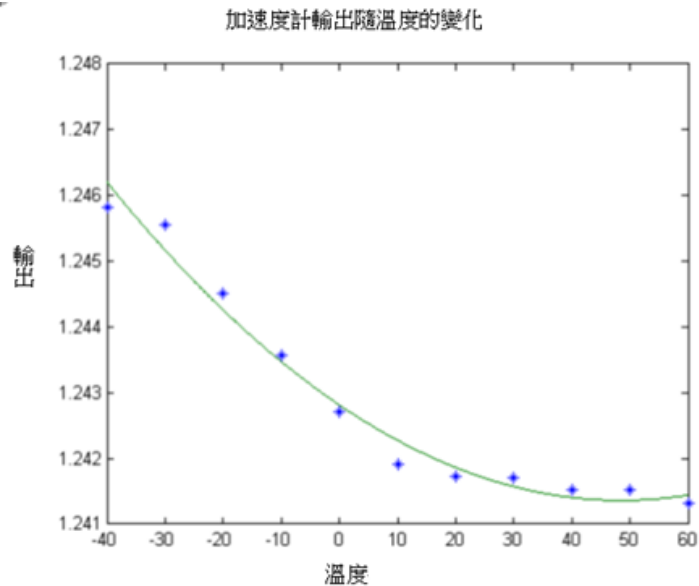


圖 2.45 石英加速度計輸出隨溫度之變化

總結來說，溫度的變化使慣性量測儀中各種感測器以及材料的物理性質產生變化，並影響電子及光的物理特性，造成量測結果的不確定性，使得觀測量中帶有溫度效應造成的雜訊。所以溫度是影響陀螺及加速度計輸出的一個關鍵因素，因此一般都會規定適用的溫度範圍或是進行溫度補償。

專業慣性測量儀率定及測試實驗室一般設置在地下室或一樓以避免建築物振動的效應影響測試結果，室內空間之需求依照安裝的測試設備差異從 30 平方公尺至 100 平方公尺不等，而室內需提供恆溫空調以確保測試儀器之精度，同時須搭配絕對重力資訊以提高測試精度。本案已在測量及空間資訊學系系館地下室整理 50 平方公尺之空間與採購相關儀器，如圖 2.46 所示，其優勢為具備恆溫空調與具備已知絕對重力之點位，此二元素對於此類實驗室之設置具有重要的影響，同時此專業慣性測量儀率定測試實驗室之真北方向亦已精確的引測出來。

如前所述，專業慣性測量儀率定測試實驗室採行之測試程序完全依照 IEEE 1554-2005 號標準文件所建議之慣性測量儀測試程序，並尋求中科院二所七組(慣性導航組)之協助，相關軟體為自行研發而成，如此對於人才的培育與訓練更能提供直接的貢獻。



圖 2.46 專業慣性測量儀率定測試實驗室

### 2.5.1.2 具備高精度位置與航向基樁之室外靜態測試基線場

測量及空間資訊學系在成功大學成功校區已設置完成具有 5 個基樁的室外基線測試場以供學生實習之用，這基線場具備高精度位置與航向基樁之室外靜態測試場各基樁之坐標，基線方位角皆已利用測量及空間資訊學系館頂樓的內政部國土測繪中心設置之 e-GPS 基站為主站完成高精度之靜態測量程序，如圖 2.47 左所示，各基樁絕對坐標之標準偏差約在 0.2 至 0.5 公分之間，而基樁連線之方位角之標準偏差約在 0.01~0.0001 度之間(與基樁基線距離有關)，施測方式為透過高精度雙天線航向儀進行，如圖 2.47 右所示。故上述坐標基樁與基線方位角可以提供定位定向系統之靜態測試設施，此基線場之部分實測成果請參考表 2.15。

透過量測上述基線之方位角，真北參考線可以透過全測站精確的標定出來，本案選定基線長度超過 50 公尺之二個基樁所訂出來之方位角為參考方向，透過全站儀標定真北方向(方位角為 0 度)，此資訊對於後續慣性測量儀之率定與精度驗證相當重要，此一真北參考線的精度約在 0.0003 至 0.0005 度間。



圖 2.47 高精度位置與航向基樁之室外靜態測試場之實測過程

如前所述，室外靜態測試基線場之功能在於透過事先完成精密測量之基樁

提供精密的參考訊息，以分別測試整合式定位定向系統之靜態定位定向精度。其設置之目的如下：

1. 測試與驗證定位定向系統的絕對靜態定位精度
  - 驗證原廠規格書所記載純 GNSS 之靜態定位精度
  - 驗證原廠規格書所記載 INS+GNSS 模式之靜態定位精度
  - 驗證原廠規格書所記載純 INS 之靜態定位精度
2. 測試與驗證定位定向系統的絕對靜態定向精度
  - 驗證原廠規格書所記載 INS+GNSS 模式之靜態定向精度
  - 驗證原廠規格書所記載純 INS 之靜態定向精度
3. 慣性感測器之率定
  - 協助廠商率定加速度計與陀螺儀之各式系統誤差，以確保製圖成果品質。
4. 作業規範與標準作業程序之研究

表 2.15 基現場之部分實測基本資料(短基線差分<100 公尺)

POS		平均值	標準差
GPS2 (基樁 2)	緯度(度)	22.99889690	0.00000017
	經度(度)	120.21986155	0.00000017
	橢球高(公尺)	42.63642500	0.00905419
GPS3 (基樁 3)	緯度(度)	22.99904453	0.00000002
	經度(度)	120.21977048	0.00000002
	橢球高(公尺)	42.74440833	0.00939560
GPS4 (基樁 4)	緯度(度)	22.99927268	0.00000000
	經度(度)	120.21963074	0.00000000
	橢球高(公尺)	41.33911765	0.00060025

基線航向	度	分	秒	度
GPS23	330	19	49.2304	330.33034179
GPS32	150	19	49.1023	150.33030620
GPS34	329	56	45.2314	329.94589762
GPS43	149	56	45.035	149.94584305
GPS24	330	5	55.232	330.098676
GPS42	150	5	54.9074	150.098585

本案規劃的室外靜態測試基線場針對上述測試項目可提供之精度規格與預估經費列於表 2.16。

表 2.16 室外靜態測試基線場之測試項目、規格及預估經費

測試項目		測試場之精度規格	規劃場地大小	總經費	101年度經費	自籌經費	102年度所需經費(含自籌)
定向	方位角	0.0003度	5000平方公尺	60萬	10萬	50萬	0萬
	滾轉	0.0001度					
	俯仰	0.0001度					
定位	經度	0.5公分					
	緯度	0.5公分					
	橢球高	0.5公分					
定速	北速度	0.000001公尺/秒					
	東速度	0.000001公尺/秒					
	垂直速度	0.000001公尺/秒					

### 2.5.1.3 定位定向系統動態測試平台

成功大學測量及空間資訊學系已發展一套專業動態測試載台，其上具備 2000 瓦之交流轉直流電電源、三台工業電腦、車頂儀器固定支架與底座、高精度參考系統(含輪速計)，使用飄移為 0.1 度/小時之光纖陀螺儀，與相關演算法可供驗證待測系統之動態定位定向精度，如圖 2.48 所示，未來擬將儀器安裝底座以不銹鋼板取代目前的木板，此種動態精度驗證方式為 IEEE 與美國導航學會推薦，廣泛地受國外各大公司與研究機構所採行。圖 2.48 左上與左下為測量及空間資訊學系發展的專業測試平台，圖 2.48 右上為加拿大卡加利大學與 Novatel 共同擁用之專業測試平台(含輪速計)，其參考系統之慣性測量儀為使用飄移為 0.01 度/小時之環型雷射陀螺儀。圖 2.48 右下為加拿大卡加利大學協助美國 Sirf 製造之專業測試平台(含輪速計)，其參考系統之慣性測量儀為使用飄移為 0.01 度/小時之環型雷射陀螺儀(Honeywell CIMU)。



圖 2.48 專業動態測試平台(車載)

故建置專業動態測試載台之目的整理如下：

1. 測試與驗證定位定向系統的絕對動態定位精度
  - 驗證原廠規格書所記載純 GNSS 之動態定位精度
  - 驗證原廠規格書所記載 INS+GNSS 模式之動態定位精度(空載)
  - 驗證原廠規格書所記載純 INS+GNSS+輪速計模式之動態定位精度(車載)
  - 驗證原廠規格書所記載純 INS 之動態定位精度
  - 驗證原廠規格書所記載 INS+輪速計之動態定位精度
  
2. 測試與驗證定位定向系統的絕對靜態定向精度
  - 驗證原廠規格書所記載 INS+GNSS 模式之動態定向精度(空載)
  - 驗證原廠規格書所記載 INS+GNSS+輪速計模式之動態定向精度(車載)
  - 驗證原廠規格書所記載純 INS 之動態定向精度
  - 驗證原廠規格書所記載 INS+輪速計之動態定向精度(車載)
  
3. 測試與驗證定位定向系統所使用演算法模式
  - 空載系統(鬆耦合與緊耦合皆可)
  - 車載與個人攜行系統(緊耦合)
  
4. 慣性感測器之率定
  - 協助廠商驗證加速度計與陀螺儀之各式系統誤差，以確保製圖成果品質。
  
5. 作業規範與標準作業程序之研究

本案規劃的動態測試載台針對上述測試項目可提供之精度規格及預估經費列於表 2.17。

表 2.17 動態測試載台之測試項目、規格及預估經費

測試項目		測試載台之 精度規格	總經費	101年度 經費	自籌 經費	102年度 所需經費 (含自籌)	備註
定向	方位角	0.001度	100萬	20萬	60萬	20萬	無GNSS訊號脫落， 使用輪速計
	滾轉	0.0005度					
	俯仰	0.0005度					
定位	經度	5公分					
	緯度	5公分					
	橢球高	5公分					
定速	北速度	0.001公尺/秒					
	東速度	0.001公尺/秒					
	垂直速度	0.001公尺/秒					
定向	方位角	0.0015度	100萬	20萬	60萬	20萬	GNSS訊號脫落60秒(0顆)， 使用輪速計
	滾轉	0.0008度					
	俯仰	0.0008度					
定位	經度	10公分					
	緯度	10公分					
	橢球高	10公分					
定速	北速度	0.02公尺/秒					
	東速度	0.02公尺/秒					
	垂直速度	0.02公尺/秒					



## 2.5.2 影像感測器測試與率定實驗室之場地規劃

有鑑於消費型與工業級數位相機在近景攝影測量之應用逐漸受到重視，包括測繪車、無人飛行載具、空載傾斜攝影、近景三維模塑、監控、720 度街景影像、360 度全景相機等。為了達到攝影測量之目的，有必要建置專用相機率定場與標準率定程序。

針對上述消費型與工業級數位相機之特性與應用面之需求，所設計之率定場應包括以下幾項特性：(1)具自動判識連結點之功能，以快速提供精準之影像坐標觀測量、(2)採用高重疊與高強度之攝影交會幾何，以提供精確可靠之相片空三平差成果、(3)相機率定之程序必須方便快捷且嚴密，所採用之程序為附加參數自率光束法平差模式，且所提供之附加參數必須與大多數之攝影測量軟體相容、(4)可提供單一相機之內方位率定與多相機之相對方位率定、(5)所制定之率定程序必須避免參數間高相關問題，以提供可靠之率定成果、(6)所設置之率定場應考慮到不同焦距與視野之相機，例如 FOV 從 20°~90°、以及(7)所採用之軟體必須能夠同時率定多個相機。

針對上述之需求分析，本項工作擬建置兩種類型之相機率定場，也就是(1)單一相機之內方位率定場與(2)多組相機之內方位與相對方位率定場。所使用的軟體為 Photometrix Australis<sup>®</sup> 具有以下幾個特性(i)提供具編碼過之人造標，可進行自動判釋及量測連結點影像坐標，取代人工量測連結點的程序與時間，(ii)採用附加參數自率光束法平差模式，(iii)可同時率定多個相機，(iv)可以某些標點之距離當作長度之觀測量，在整體平差時當作已知量，用以設定模型尺度，得到絕對精度指標之目的。

Australis 採用之數學模式為共線條件式，如公式 2.43 及 2.44，其附加參數及率定之內方位元素可包括焦距(c)、像主點位置坐標( $x_p$ 、 $y_p$ )、對稱輻射透鏡畸變( $K_1$ 、 $K_2$ 、 $K_3$ )、切向透鏡畸變( $P_1$ 、 $P_2$ )及仿射變形( $b_1$ 、 $b_2$ )。其附加參數數學模式如公式(2.45)及(2.46)所示。

$$x_a = x_p - c \frac{r_{11}(X_A - X_0) + r_{21}(Y_A - Y_0) + r_{31}(Z_A - Z_0)}{r_{13}(X_A - X_0) + r_{23}(Y_A - Y_0) + r_{33}(Z_A - Z_0)} + \Delta x \quad (2.43)$$

$$y_a = y_p - c \frac{r_{12}(X_A - X_0) + r_{22}(Y_A - Y_0) + r_{32}(Z_A - Z_0)}{r_{13}(X_A - X_0) + r_{23}(Y_A - Y_0) + r_{33}(Z_A - Z_0)} + \Delta y \quad (2.44)$$

$$\Delta x = (K_1 r^2 + K_2 r^4 + K_3 r^6) \bar{x} + P_1 (r^2 + 2\bar{x}^2) + 2P_2 \bar{x}\bar{y} + b_1 \bar{x} + b_2 \bar{y} \quad (2.45)$$

$$\Delta y = (K_1 r^2 + K_2 r^4 + K_3 r^6) \bar{y} + 2P_1 \bar{x}\bar{y} + P_2 (r^2 + 2\bar{y}^2) \quad (2.46)$$

其中  $\bar{x} = (x_a - x_p)$ ,  $\bar{y} = (y_a - y_p)$  及  $r = \sqrt{\bar{x}^2 + \bar{y}^2}$ 。

### 2.5.2.1 單一相機內方位率定場

本案設計一可旋轉的圓盤率定場，大小約  $3 \times 4 \times 2.5 \text{ (m}^3\text{)}$ ，其上均勻佈置了不同高度的木柱與 Australis 編碼過之人造標，以產生三度空間率定場，提高焦距率定之精度。拍攝時每旋轉圓盤  $22.5^\circ$  或  $45^\circ$  拍攝兩張相片，一張正拍，一張旋轉相機  $90^\circ$  以避免參數間之高相關性。經過此種拍攝程序後，其效果如同環繞此圓盤四周以交會式拍攝的效果。圖 2.49 為拍攝程序之示意圖。

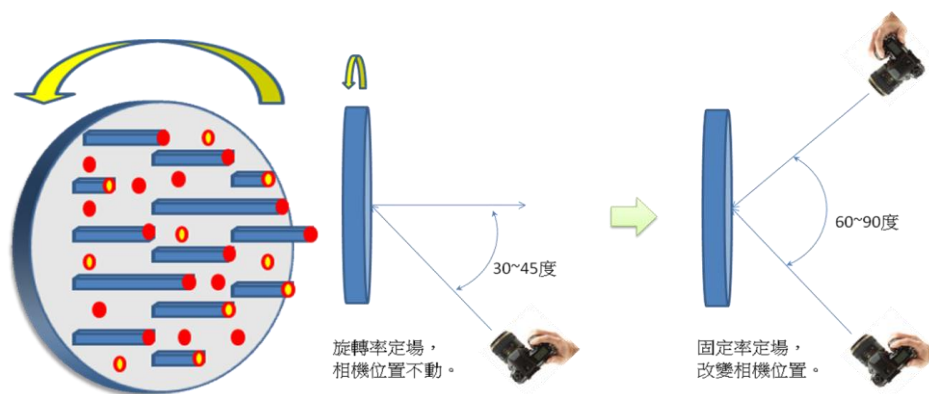


圖 2.49 單一相機率定法拍攝方式示意圖

拍攝時考慮到交會幾何強度，讓平差成果較穩定可靠且提高定位精度，因此，拍攝時固定相機位置，每旋轉圓盤  $22.5^\circ$  或  $45^\circ$  拍攝一張照片，旋轉  $360^\circ$  後旋轉相機  $90^\circ$ ，再重複上述程序一次，最後面對圓盤正中間再拍兩張照片，共得 18-34 張。相機拍攝時要考慮人造標在影像中的位置，要盡量使整個像幅尤其是影像角落佈滿人造標，以提供影像外圍之坐標觀測量，適切的描述透鏡畸變狀況。由於每個標上面是由八個特殊排列的白點所組成，因此軟體能透過白點之間的相對關係自動辨識出每個標的代碼，減少人工辨識的時間。圖 2.50 為拍攝影像及人造標偵測範例，圖 2.51 為相機率定中某一地物點之光束交會情況，圖 2.52 為率定工業相機之現場場景。

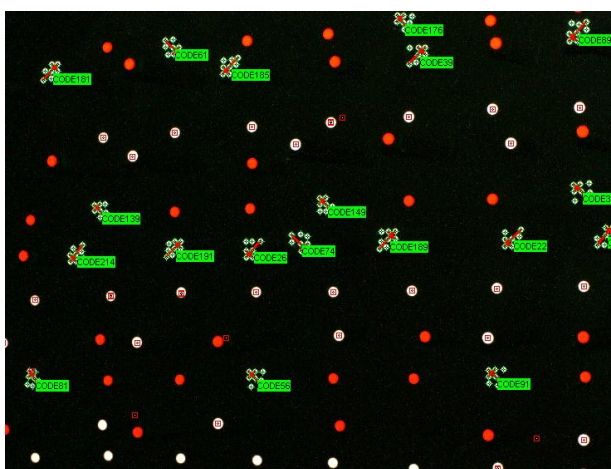


圖 2.50 率定用影像及人造標辨識

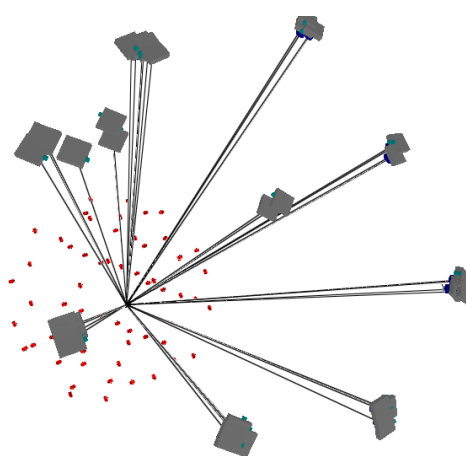


圖 2.51 相機率定光束交會情況



圖 2.52 相機率定現場狀況

表 2.18 為測繪車工業級相機之內方位率定成果，由於其相對精度都在 1:20,000 以上，對於測繪車近景攝影測量相關應用估計都可達到公分等級之相對定位精度。表 2.19 為 Ladybug3 全景相機之內方位率定成果，其中有些附加參數沒有值，表示在顯著性測試後該參數可以不要使用，也就是可以設定為 0。六個相機在率定後之  $\sigma_0$  都在 0.17~0.22 個像元間，而相對精度可達 1:20,000 以上，大致都與工業級相機一樣，就近景攝影相關應用而言，此精度已經相當高，例如在攝影範圍約 100 公尺以內，其定位精度可達 0.5 公分(=10,000/20,000)。

表 2.18 測繪車工業相機內方位率定成果

	c (mm)	$x_p$ (mm)	$y_p$ (mm)	$K_1$	$K_2$	相對精度	$\sigma_0$ (Pixel)
AVT0	4.8474	0.0181	-0.0659	1.0663e-002	9.8381e-005	1:28,500	0.17
AVT1	4.8698	0.0871	-0.0547	1.0629e-002	9.8270e-005	1:30,400	0.14
Basler-2	4.8690	0.0867	-0.0545	1.0610e-002	9.9377e-005	1:29,200	0.15
Basler-3	6.1431	-0.0359	0.0221	8.3939e-003	1.4673e-004	1:21,600	0.21
Basler-4	7.0090	-0.0172	-0.0063	6.6026e-003	8.2856e-005	1:25,800	0.16
Basler-5	6.1656	0.0584	0.0773	8.4042e-003	1.4807e-004	1:24,800	0.16

表 2. 19 Ladybug3 全景相機之內方位率定成果

Camera	c (mm)	X <sub>p</sub> (mm)	Y <sub>p</sub> (mm)	K <sub>1</sub>	K <sub>2</sub>	K <sub>3</sub>	P <sub>1</sub>	相對精度	σ <sub>0</sub> (pixels)
0	3.3028	0.0119	-0.0947	2.57E-02	4.40E-04	1.79E-05	-1.69E-04	1:25,400	0.17
1	3.2895	-0.0127	-0.0082	2.37E-02	7.76E-04			1:21,200	0.22
2	3.289	-0.046	-0.088	2.56E-02	5.37E-04	1.60E-05		1:28,000	0.17
3	3.2924	-0.0064	-0.0925	2.56E-02	5.25E-04	1.47E-05		1:29,200	0.17
4	3.2903	0.0057	-0.1029	2.58E-02	4.49E-04	2.06E-05	-5.25E-04	1:21,600	0.22
5	3.2954	0.0258	-0.0524	2.35E-02	7.79E-04			1:27,200	0.17

以上測試檢驗僅為單一個案，成果與相機之品質及解析度有很高之相關性，根據本相機率定場之特性及過去經驗，歸納提供之測試及率定項目、規格與預估經費於表 2.20，而設置相機率定場之目的如下：

1. 率定相機之內方位參數，例如相機之焦距與像主點坐標，及透鏡畸變參數，包括 K<sub>1</sub>, K<sub>2</sub>, K<sub>3</sub>, P<sub>1</sub>, P<sub>2</sub>, B<sub>1</sub>, B<sub>2</sub> 等。
2. 提供國內各航測與 UAV 公司進行相機內方位率定，協助其製圖過程中空中三角測量所需之相機率定參數，消除攝影系統之系統性誤差，以提升攝影測量之定位精度。

表 2. 20 單一相機內方位率定場之測試項目、規格及預估經費

測試/率定項目		測試場之精度規格	規劃場地大小	總經費	101年度經費	自籌經費	102年度所需經費(含自籌)
內方位參數	x <sub>p</sub>	0.001mm	6.85* 4.60* 2.67 立方公尺	30萬	10萬	10萬	10萬
	y <sub>p</sub>	0.001mm					
	c	0.001mm					
附加參數	K <sub>1</sub>	1.e-07					
	K <sub>2</sub>	1.e-10					
	K <sub>3</sub>	1.e-13					
	P <sub>1</sub>	1.e-07					
	P <sub>2</sub>	1.e-07					
	B <sub>1</sub>	1.e-06					
	B <sub>2</sub>	1.e-06					
相對精度		1:150,000					
絕對精度		0.02mm					

### 2.5.2.2 多組相機相對方位率定場

本案在多相機率定時可採用在任率定法(On-the-job calibration)同時率定內方位，同時求解外方位參數，進而從外方位參數求解相機間之相對方位。然而由於多相機系統之攝影幾何方式多不相同，例如測繪車 6 台相機往車前進方向及向左、向右 45 度共三個方向的組合、空載傾斜攝影 5 台相機(一個垂直+四個傾斜 45 度)的組合、720 度全景相機、360 度全景相機等。因此單一形式的率定場將無法同時滿足所有可能的相機組合。但是基本上此率定場之設計可以彈性的調整人造標的分布，以滿足高強度的攝影交會幾何。此外，各個相機之內方位亦可採用前節描述的單相機內方位率定法，也可以透過在任率定法，惟必須如何克服參數間高相關問題，以及提供不同尺度之影像與一定的基線，以確保最小二乘平差成果能穩定與準確。

相對方位之計算方式如下，首先經過整體平差後可得到同一站所有相機之外方位參數，包括位置及姿態。位置部分以 $r_{C_0}^M, r_{C_1}^M, r_{C_2}^M, r_{C_3}^M, r_{C_4}^M, r_{C_5}^M$ 描述，而姿態部分以旋轉矩陣表示，也就是 $R_{C_0}^M, R_{C_1}^M, R_{C_2}^M, R_{C_3}^M, R_{C_4}^M, R_{C_5}^M$ 。若以相機 0 為參考相機，則相機 5 相對於相機 0 之旋轉矩陣如公式(2.47)所示，而透視中心之相對位置偏移量則如公式(2.48)所示。依此類推可以得到所有相機相對於相機 0 之相對方位。

$$R_{C_0}^{C_5} = R_M^{C_5} \times R_{C_0}^M, \text{ 其中 } R_M^{C_5} = (R_{C_5}^M)^T \quad (2.47)$$

$$r_{C_0}^{C_5} = R_{C_5}^M \times (r_{C_5}^M - r_{C_0}^M) \quad (2.48)$$

由於 Australis 軟體可在多相機光束法平差過程中同時設定附加參數，進而率定相機之內方位參數，因此，上述率定程序除了可以達到兩兩相機間精準之相對方位外，亦可達到率定相機內方位之目的。

#### 2.5.2.2.1 720 度全景相機

本案設計一立方體率定場，如圖 2.53 所示，大小約  $3 \times 4 \times 2.5$  ( $m^3$ )，包括四面牆及天花板與地板共六個面，其中一牆面是由兩塊大型屏風取代，以方便人員進出。接著在六個面上均勻貼附 Australis 專用人造標，由於 720 度全景相機之影像解析度僅兩百萬畫素，因此必須將 Australis 人造標放大三倍，方能有效的自動辨識人造標。此外，由於人造標數量有限，為了增加影像坐標觀測量，另外貼附大量白色圓形標，以便在有初始外方位參數下，透過 Australis 自動辨識圓形標，同時得到大量之共軛點影像坐標。圖 2.54 為率定場全景影像範例。

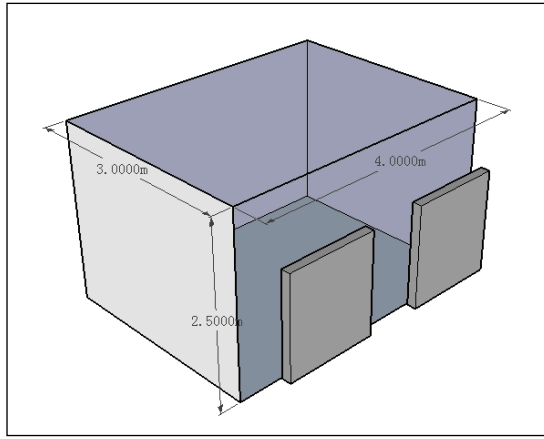


圖 2.53 立方體率定場示意圖



圖 2.54 率定場全景影像範例

為了增加光束法平差中相機間之基線長度與網形強度，因此，在拍攝照片時可選擇 8 個不同平面位置(如圖 2.55 所示)及兩個不同高度的 16 個站。在不同站拍照時再旋轉照相機 45 度與 90 度，因此六個相機共可拍攝 192 張照片。匯入 Australis 軟體後即可進行自動人造標辨識及共軛點量測，接著在產生初步外方位參數後，再進一步偵測獨立之白色圓形標影像坐標，以增加影像坐標多餘觀測數，同時提升共軛點在同一張影像中之分布。

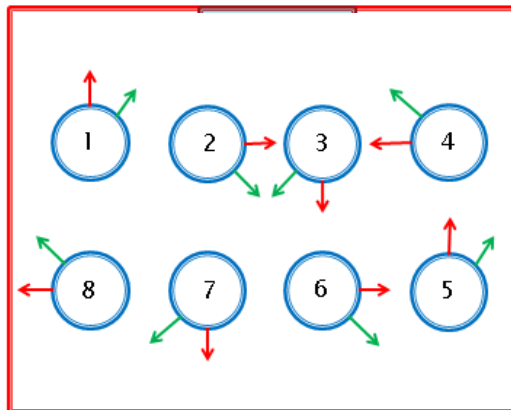


圖 2.55 率定 720 度全景相機時相機之擺設位置及主相機觀測方向

為了增加光束法平差中相機間之基線長度與網形強度，因此，在拍攝照片時本案特地選擇了 8 個不同平面位置(如圖 2.56 所示)及兩個不同高度的 16 個站(圖 2.56 為兩個不同高度之範例)。在不同站拍照時還會旋轉照相機 45 度與 90 度，因此六個相機共拍攝了 192 張照片。匯入 Australis 軟體後即可進行自動人造標辨識及共軛點量測，接著再產生初步外方位參數後，再進一步偵測獨立之白色圓形標影像坐標，以增加影像坐標多餘觀測數，同時提升共軛點在同一張影像中之分布。圖中有些紅色線段乃是 Australis 人造標上有四個白色圓形標之中心點兩兩間之距離為已知且固定，可在平差過程中當作距離觀測量，用以設定模型之尺度，進而得到相機透視中心在真實物空間坐標中之位置。也就是說，經過平差後利用同一站所有相機之外方位參數，可用以計算兩兩相機間之相對方位，且其相對位置可視為真實的距離偏移量。

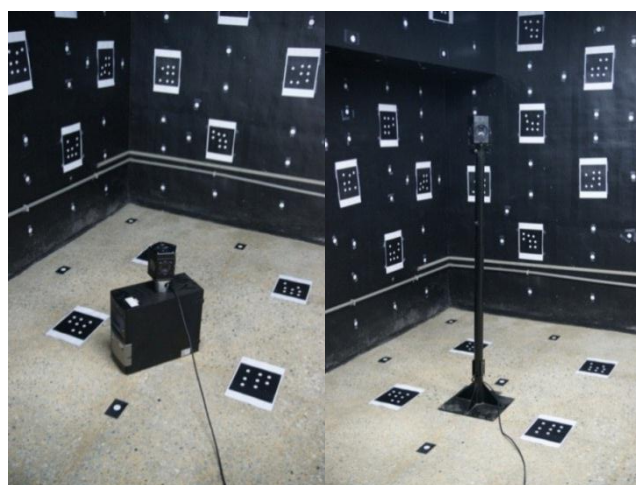


圖 2.56 在兩個不同高度拍攝 Ladybug3 率定用照片之範例

圖 2.57 為 Ladybug3 相對方位率定平差後之網形，顯示光束之交會幾何相當強，表 2.21、2.22 為以相機 0 為參考相機所計算得之相對方位。在旋轉角部分相機 0 與相機 5 之間的標準偏差特別大，其原因為從旋轉矩陣轉換成旋轉角時，Phi 角的計算是採用  $\text{Sin}^{-1}$  函數，會有同一值對應兩個角度的不確定問題，結果如表 2.21 所示。

為了解決此問題，本案乃將 Omega, Phi, Kappa (OPK 法)之旋轉矩陣改成 Azimuth、Elevation、Roll (AER 法，同 Azimuth、Tilt、Swing，ATS 法)旋轉矩陣與旋轉角，先求取旋轉角平均值之後再轉回旋轉矩陣，結果如表 2.22 所示，成果顯示所有相機與相機 0 之間的相對旋轉角標準偏差都在 0.027 度以內，這表示若一地物距離相機約 30 公尺，則利用此相對旋轉角推算得之外方位參數，會造成 1.4 公分的誤差，而透視中心相對偏移量部分之標準偏差都在一厘米以內，表示此相對方位率定成果之內部精度相當高，在直接地理定位時可用來求取其他相機之外方位參數，其精度可符合牆面紋理貼圖的需求。圖 2.58 說明如何以

ATS 定義影像姿態，其中鏡頭透視中心點為  $L$ ，影像近地點(Photo Nadir)為  $n$ ，地面近地點(Ground Nadir)為  $N$ ，像主點(Principal Point)為  $o$ ，此三點構成一個平面稱為像主面(Principal Plane) $LNO$ ，像主面  $LNO$  與地面之  $Y_L$  軸之夾角定義為 Azimuth( $\alpha_{NO}$ )， $Lo$  連線與  $Z_L$  軸之夾角定義為 Tilt( $t$ )，而像主面  $LNO$  在影像上之切線  $no$  與影像之  $y$  軸的夾角則定義為 Swing( $s$ )。

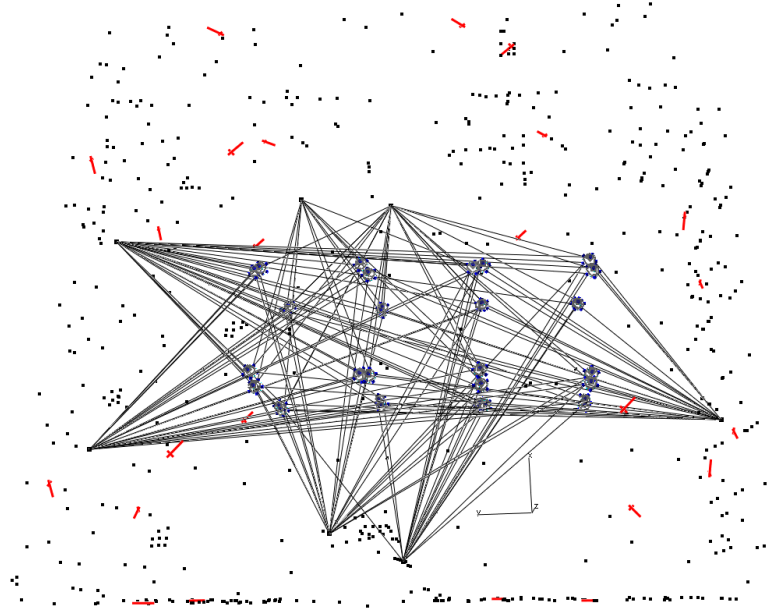


圖 2.57 Ladybug3 相對方位率定平差後之網形

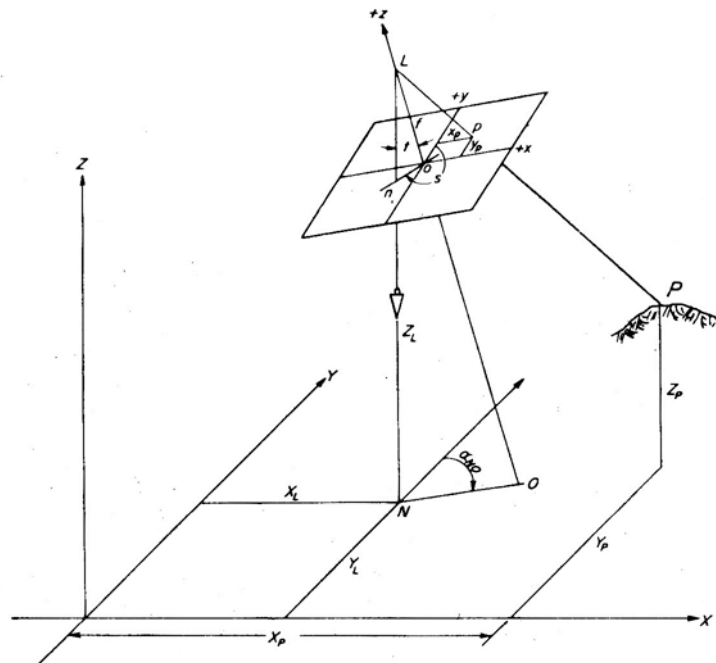


圖 2.58 以 ATS(AER)定義影像姿態



表 2. 21 Ladybug3 全景相機之相對方位率定成果(OPK 方法)

相對旋轉角(度)	$\omega$	$\phi$	$\kappa$	$\omega$ std.	$\phi$ std.	$\kappa$ std.
Cam 1	72.1303	0.0195	0.210	0.004	0.018	0.014
Cam 2	143.928	-179.830	-0.077	0.017	0.016	0.012
Cam 3	-143.937	-179.895	-0.206	0.013	0.016	0.010
Cam 4	-72.110	179.935	-0.360	0.013	0.015	0.014
Cam 5	15.905	-90.049	-15.941	39.758	94.877	39.756
相對偏移量 (mm)	X	Y	Z	X std.	Y std.	Z std.
Cam 1	-0.492	-40.112	-29.439	0.633	0.3930	0.492
Cam 2	-0.023	-24.976	-75.738	0.571	0.5266	0.469
Cam 3	-0.120	24.775	-76.060	0.704	0.4227	0.699
Cam 4	-0.193	39.867	-28.747	0.689	0.3980	0.379
Cam 5	59.951	0.132	-42.312	0.562	0.4274	0.518

表 2. 22 Ladybug3 全景相機之相對方位率定成果(AER 方法)

相對旋轉角(度)	Azimuth	Elevation	Roll	A std.	E std.	R std.
Cam 1	179.796	-17.870	179.980	0.014	0.013	0.019
Cam 2	179.843	53.928	179.711	0.027	0.007	0.027
Cam 3	0.349	53.936	0.178	0.026	0.013	0.027
Cam 4	0.381	-17.891	-0.068	0.016	0.012	0.015
Cam 5	-89.965	-0.034	90.010	0.001	0.024	0.001

### 2.5.2.2.2 360 度全景相機

此相機為本團隊利用 6 台 SONY Nex-3 相機自行組裝而成，目的為製作一組可攜式全景影像測繪系統(PPIMS)，由於該相機之解析度為一千四百六十萬畫素，因此所使用之人造標不需要放大，而率定場之設計為建置室內環場率定場，即四面牆皆完整布標之率定場，其大小為長 x 寬 x 高 = 6.85 x 4.60 x 2.67 (m<sup>3</sup>)，如圖 2.59，但僅使用到四面牆，不包括天花板與地板。拍攝時同樣需要改變不同位置與方向，以增加拍攝幾何強度及多餘觀測量。以本系統原型之環場相機組，於率定場四個不同位置拍照。利用商用軟體 Australis 自動辨識所有影像標點，並進行嚴密的最小二乘光束法空中三角解算所有影像的外方位元素，成果網形如圖 2.60 所示，進而可化算得環場相機組任兩部相機間之相對方位，而表 2.23 所示之為範例僅為相機 6 與另外 5 台相機的率定成果。



圖 2.59 室內環場多相機之相對方位率定場

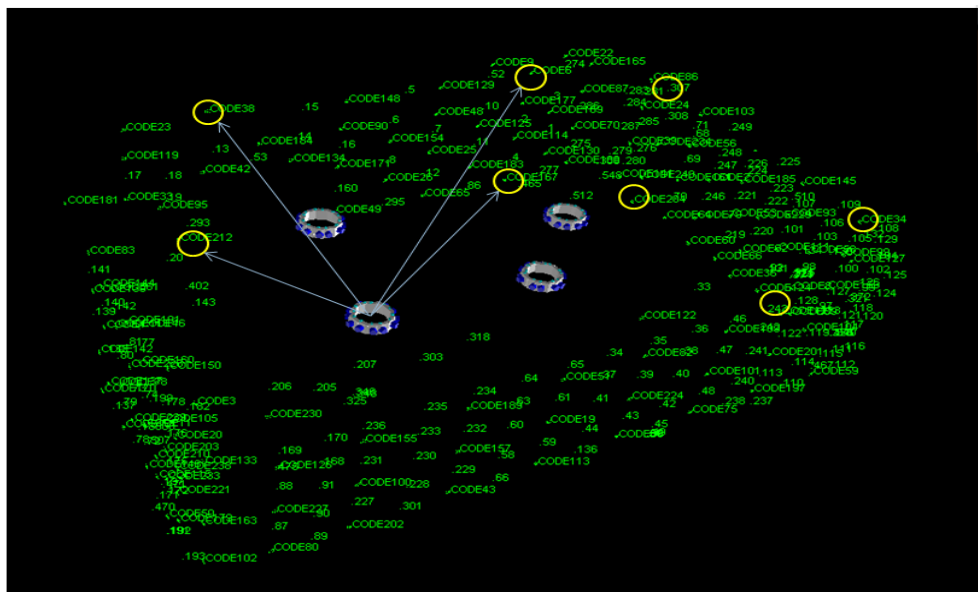


圖 2.60 室內環場多相機之相對方位率定成果

表 2.23 Camera 6 與其他五台相機之相對方位率定成果

Std. Dev.	Camera 1	Camera 2	Camera 3	Camera 4	Camera 5
$\omega$ (deg)	$\pm 0.034$	$\pm 0.020$	$\pm 0.084$	$\pm 0.061$	$\pm 0.045$
$\phi$ (deg)	$\pm 0.038$	$\pm 0.073$	$\pm 0.085$	$\pm 0.043$	$\pm 0.046$
$\kappa$ (deg)	$\pm 0.074$	$\pm 0.070$	$\pm 0.070$	$\pm 0.076$	$\pm 0.017$
<b>DX(m)</b>	$\pm 0.012$	$\pm 0.007$	$\pm 0.006$	$\pm 0.009$	$\pm 0.012$
<b>DY(m)</b>	$\pm 0.020$	$\pm 0.013$	$\pm 0.020$	$\pm 0.027$	$\pm 0.015$
<b>DZ(m)</b>	$\pm 0.005$	$\pm 0.007$	$\pm 0.011$	$\pm 0.024$	$\pm 0.009$

### 2.5.2.3 多鏡頭空載傾斜攝影系統

由於空載傾斜攝影相機(圖 2.61 左圖)之拍攝幾何與 Ladybug3 全景相機不同，Ladybug3 之視野角約為水平/垂直各 360 度，且每個相機間都有重疊區，而空載傾斜攝影相機之垂直與水平視野角則約為 106 度(以 85mm 鏡頭為例)，且各相機間沒有重疊區。為了達到自動化率定之目的，本案依然透過 Australis 之人造標設計一率定場，其 3D 示意圖如圖 2.61 右圖所示，包括一面牆及四週約一公尺寬的天花板、地板及牆面。為了製造相機間之基線，並且有足夠的重疊區產生連結點，因此共拍攝上下兩排，每排 5 個站，且兩站及兩排間之距離約 50 公分，每一站拍攝兩次，第二次拍攝時旋轉相機 45 度。圖 2.62 為拍攝空載傾斜攝影相機進行相對方位率定之情形。

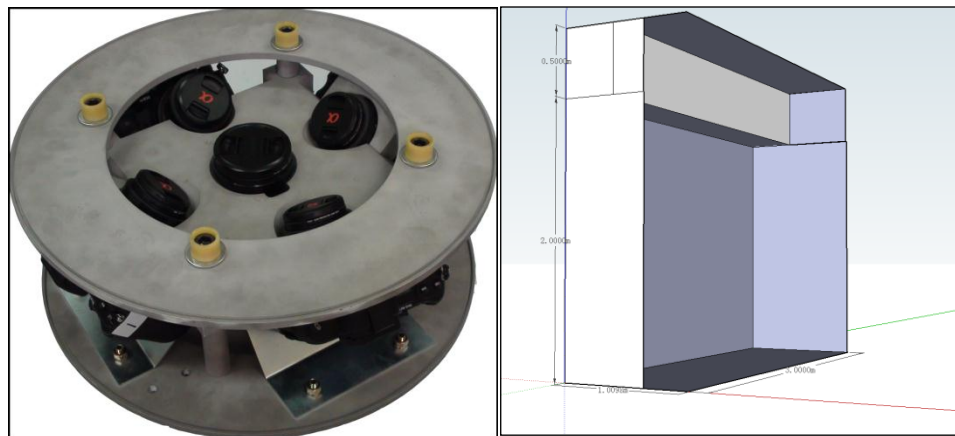


圖 2.61 空載傾斜攝影相機及率定場之設計



圖 2.62 空載傾斜攝影相機相對方位率定場及拍照情形

表 2.24 為相機 5 與其他四台傾斜攝影相機之相對方位率定成果，由此成果可知相機間透視中心位置之偏移量標準偏差，可在 3 釐米以內，而相對旋轉角之標準偏差大都是在 0.1 度以內，表示當以相機 5 的外方位參數去推求其他傾斜攝影相機的外方位參數時，在航高為 1500 公尺(傾斜相機之攝影距離約 2120 公尺)下，預計姿態所造成的定位誤差最大可達 2.6-3.7 公尺。

表 2.24 Camera 5 與其他四台相機之相對方位率定成果

Camera 5 vs.	$d\omega$ (Deg.)	$d\phi$ (Deg.)	$d\kappa$ (Deg.)	dX (mm)	dY (mm)	dZ (mm)
Camera1	0.050	0.073	0.047	2.03	3.23	0.68
Camera2	0.098	0.044	0.003	2.33	3.00	1.05
Camera3	0.044	0.062	0.102	1.98	2.38	1.18
Camera4	0.082	0.062	0.001	2.58	2.54	1.08

#### 2.5.2.4 多鏡頭車載攝影系統

本團隊開發之測繪車立體攝影系統包括 6 台兩百萬畫素之工業級相機，放置在車頂上兩個相距約 1.5 公尺的八角形鋁盒中，共可組成三個立體像對，一個朝向車行進方向，另兩個分別 45 度朝向右方與左方，因此水平總視野角約 135 度。所有相機皆固定在鋁型支架上，且可以整組拆卸下來拿到室內進行相機率定。為了造成良好的攝影交會幾何，且方便擺設相機，本案以交會攝影方式進行拍照，將所有人造標擺在天花板與四周牆上，牆的範圍為從天花板以下約 1.5 公尺的距離，類似圖 2.61 右圖，但牆改成天花板，以方便移動相機組。拍攝時朝前拍攝之兩台相機為朝天花板拍照，並且以某一點為目標，當相機擺設在不同位置與軸向時，皆以此點為拍攝目標。由於此相機之解析度較差，因此人造標亦須放大 2-3 倍，並且布置大量白色獨立圓型標，以增加影像坐標觀測量。

以上測試檢驗僅為單一個案，成果與相機之品質及解析度有很高之相關性，根據多組相機相對方位率定場之特性及過去經驗，歸納提供之測試及率定項目、規格與預估經費於表 2.25，而設置多組相機相對方位率定場之目的如下：

1. 針對多相機系統率定所有相機間之相對方位參數，例如兩相機間之位置平移量與相對旋轉角。
2. 同時率定相機之內方位參數，例如相機之焦距(c)與像主點坐標( $x_p, y_p$ )，與透鏡畸變參數，包括  $K_1, K_2, K_3, P_1, P_2, B_1, B_2$  等。
3. 提供國內各航測與 UAV 公司進行相機內方位率定，協助其製圖過程中空中三角測量所需之相機率定參數，消除攝影系統之系統性誤差，以提升攝影測量之定位精度。
4. 提供多感測器攝影系統之相對方位予後續直接地理定位之系統率定時之約制條件，以減少地面控制點之需求，同時避免參數間高相關問題，而無法得到穩定可靠之系統率定成果，進而提升移動式測繪系統之絕對定位精度。

表 2.25 多組相機相對方位率定場之測試項目、規格及預估經費

測試/率定項目		測試場之精度規格	規劃場地大小	總經費	101年度經費	自籌經費	102年度所需經費(含自籌)
相對位置	DX	1mm	6.85* 4.60* 2.67 立方公尺	30萬	10萬	10萬	10萬
	DY	1mm					
	DZ	1mm					
相對旋轉角	Omega	0.01度					
	Phi	0.01度					
	Kappa	0.01度					

### 2.5.3 多平台製圖系統室外測試與率定場

本案設置多平台製圖系統室外測試與率定場之目的為建立一室外率定場及測試場，以符合車載與可攜式移動式測繪系統率定與檢驗成果精度之需求，也就是率定這些平台所搭配之工業級數位相機與 IMU 載體坐標系之軸角與固定臂，部分在計算載體坐標系位置與姿態時需要有 GNSS 衛星定位觀測量，因此必須在室外進行。例如測繪車與可攜式全景影像測繪系統(PPIMS)。為了達到直接地理定位之目的，必須進行 IMU 與相機之之軸角與固定臂率定。

因此必須選擇一個透空度高，車輛方便進出，且有部分建物可以被拍攝的場所。因此本計畫在成大歸仁校區西南方角落設置率定場，其四周有些建物，但透空度仍可達 50 度以上，適合 GNSS 訊號接收。主要是以建物牆面之十字交線、特徵點或黑色人造標當作率定控制點，如圖 2.63a、b、c、d、e、f 示。檢核點則是分布在歸仁校區主要道路兩旁的水泥樁上的白底黑色圓型標(圖 2.64)。

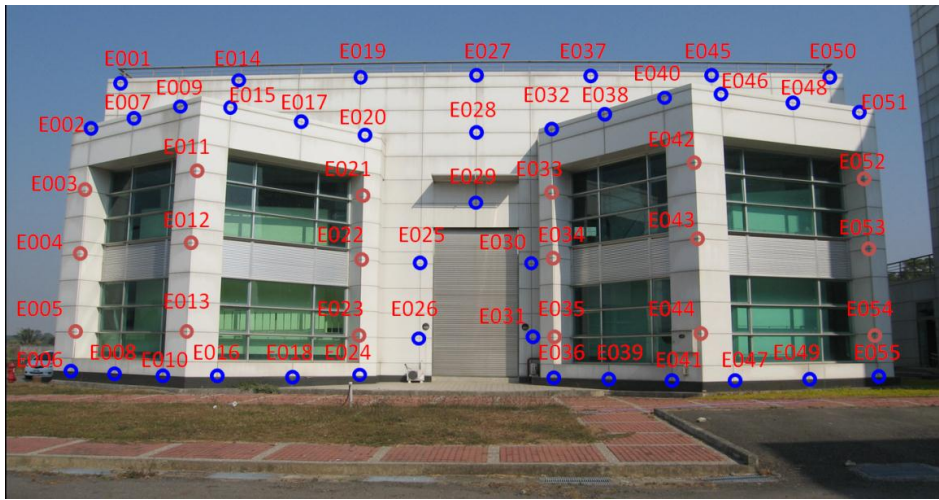


圖 2.63 a E0 系列牆面控制點



圖 2.63 b E1 系列牆面控制點

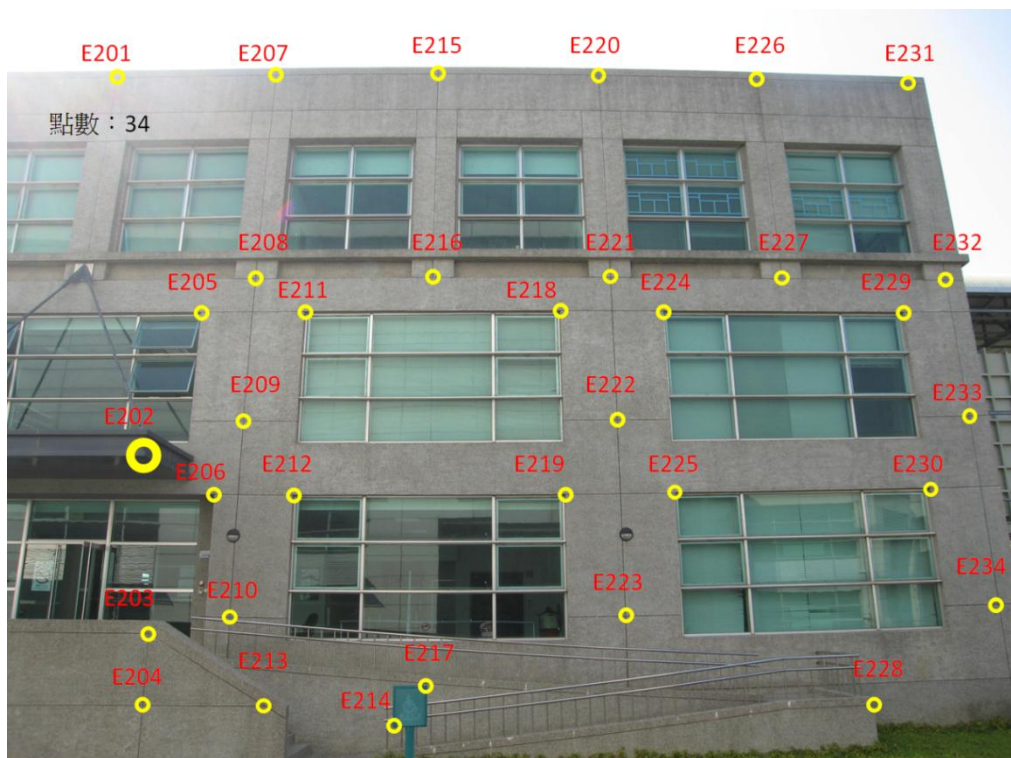


圖 2.63 c E2 系列牆面控制點

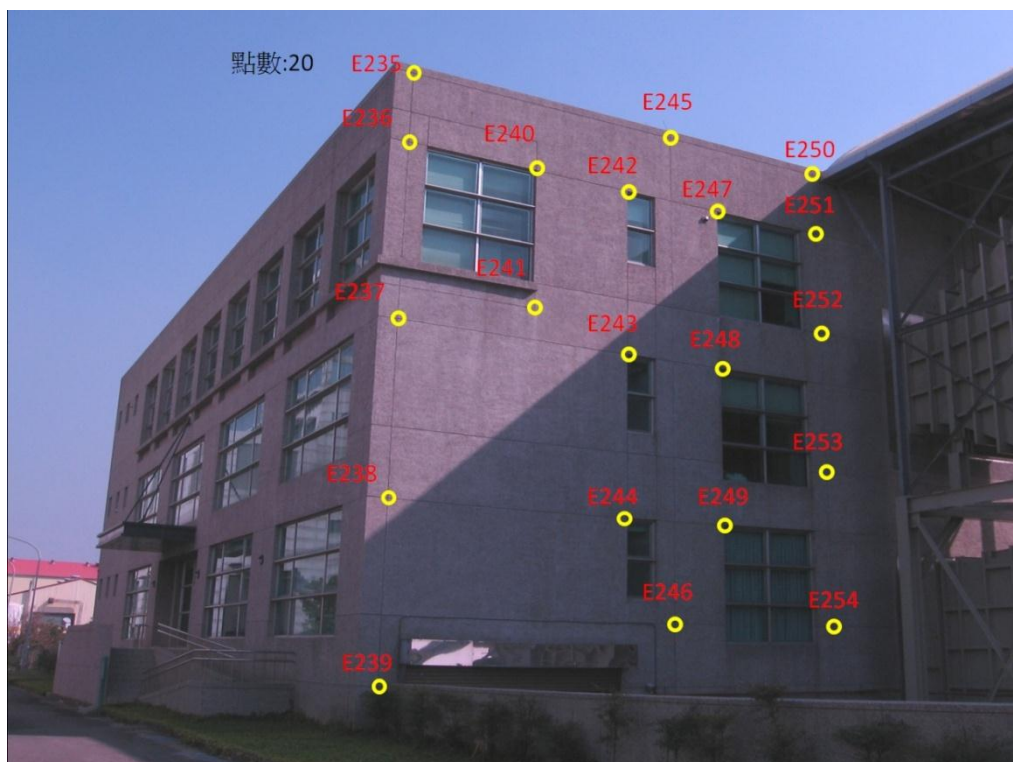


圖 2.63 d E2 系列牆面控制點

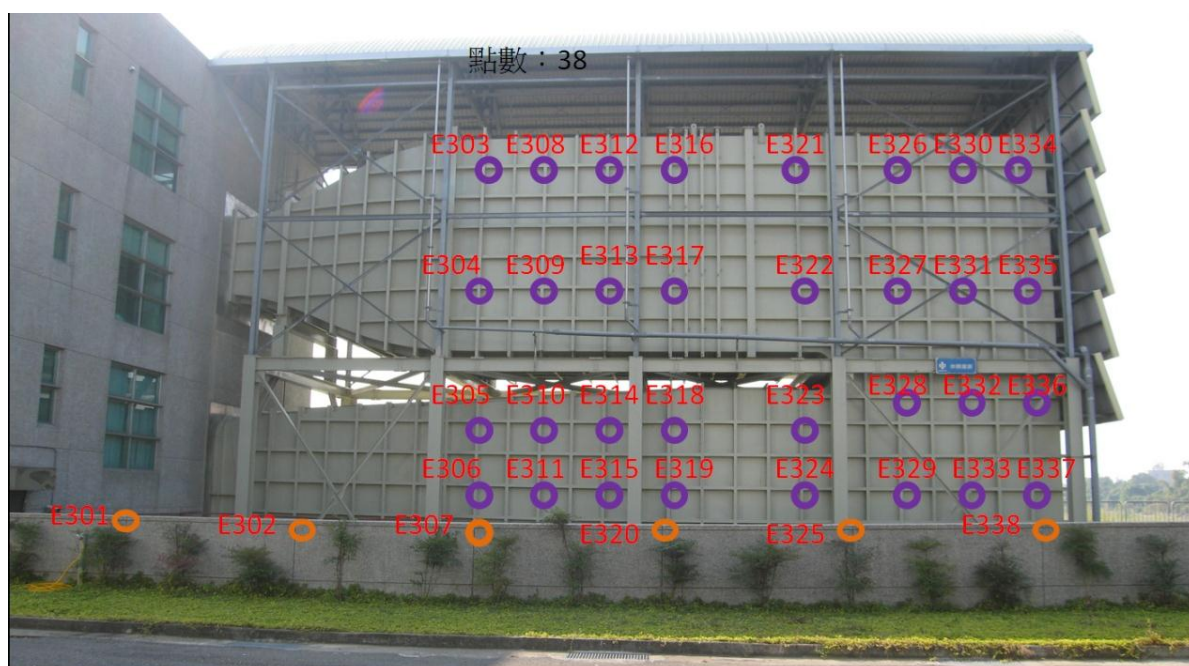


圖 2.63 e E3 系列牆面控制點



圖 2.63f 直接地理定位系統率定控制場

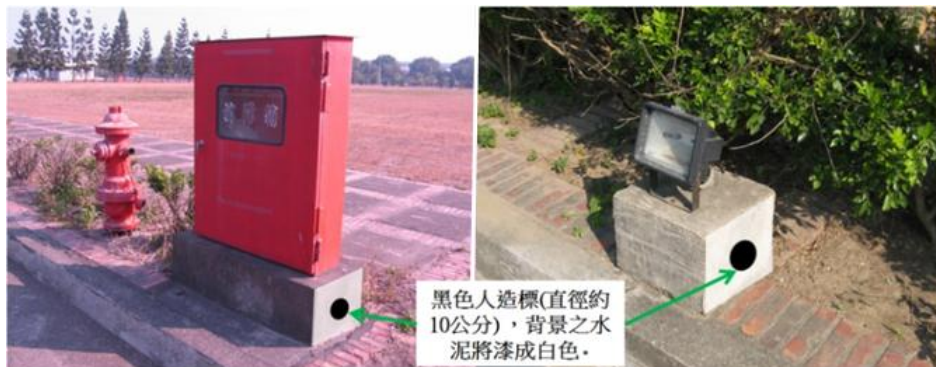


圖 2.64 道路兩旁檢核用之特徵物檢核點

多平台製圖系統室外測試與率定場之選擇考量到足夠的透空度，減少 GPS 訊號受到遮蔽或多路徑效應的影響，同時能讓車輛方便進出。而在控制場控制點之三維坐標量測是以 GPS 控制測量、導線測量、三邊測量方法實施加密控制測量、水準高程控制測量、全站儀採光線法三維定位等方式進行，由上而下依序完成 GPS 控制點、導線點、加密控制點、牆面控制點及物徵檢核點的量測與坐標計算，最後達成整體控制場的設置。以下依序詳細說明。

### 2.5.3.1 儀器檢定與校正

在進行量測作業前，為確保量測之成果正確且符合現況，所使用之量測儀器必須確認與其出廠之標準狀態一致，量測作業才得以進行。表 2.26 為設置多平台製圖系統室外測試與率定場所採用之雷射全站儀規格。所進行之檢驗包括距離觀測之正確性及坐標量測之一致性。校正場選定在國立成功大學成功校區測量及空間資訊學系設立之基線場，見圖 2.65。

在距離檢定中，全站儀分別對不同距離之基線樁採正倒鏡觀測，並與其距離參考值比較，其差值則可作為全站儀狀態標準與否之憑據。數據見表 2.27。





圖 2.65 基線校正場

表 2.26 全站儀規格 (Sokkia, 2006)

型號	Sokkia SET530R
可施測距離 - 無稜鏡模式	0.3 to 350m
- RS90N-K 反射貼紙	1.3 to 500m
- AP01 反射稜鏡	1.3 to 5000m
精度- 無稜鏡模式	0.3 to 200m : (2+2ppm*D)mm Over 200 to 350m : (5+2ppm*D)mm
- AP01 反射稜鏡	(2+2ppm*D)mm
- RS90N-K 反射貼紙	(3+2ppm*D)mm

由表 2.27 可知當目標物在 70 公尺內，與參考距離差值不超過 0.003 公尺，正倒鏡間差值不超過 0.001 公尺；而當目標物在 25 公尺內，與參考距離差值不超過 0.0025 公尺，正倒鏡間差值不超過 0.001 公尺。此一檢驗結果證明該儀器對於距離觀測之正確性及高穩定度。

表 2.27 距離觀測數據

基線樁	正鏡 (m)	倒鏡 (m)	參考距離值 (m)	正鏡差值 (m)	倒鏡差值 (m)
1	18.3112	18.3116	18.3097	-0.0015	-0.0019
2	24.7178	24.7178	24.7153	-0.0025	-0.0025
3	43.5854	43.5864	43.5849	-0.0005	-0.0015
4	72.6339	72.6339	72.6312	-0.0027	-0.0027
5	123.5308	123.5311	123.5249	-0.0059	-0.0062

在坐標一致性之測試中，該儀器分別架設 2 號及 1 號基線樁上對建築物上所佈設之人造標及建物特徵點進行坐標量測模式觀測，見圖 2.66。坐標系統以 2 號基線樁為原點，右旋坐標系 X 軸正向向右指向 0 號基線樁，Y 軸垂直於 X 軸。檢測數據見表 2.28、2.29。

表 2.28 坐標量測一致性之數據

	2 號基線樁				1 號基線樁			
	正鏡		倒鏡		正鏡		倒鏡	
	N (m)	E (m)	N (m)	E (m)	N (m)	E (m)	N (m)	E (m)
Target 1	3.4173	21.3855	3.4193	21.381	3.4183	21.3824	3.4173	21.3803
Target 2	3.4233	21.3723	3.4217	21.3685	3.4203	21.3699	3.4210	21.3751
Target 3	3.4339	21.3627	3.4305	21.3653	3.4300	21.3669	3.429	21.3707
Target 4	-0.1156	20.1349	-0.1154	20.1359	-0.1161	20.1365	-0.1167	20.1358
Target 5	-1.1549	19.4358	-1.1527	19.4368	-1.1521	19.4372	-1.1538	19.4372
Target 6	-3.1827	18.0657	-3.1827	18.0657	-3.1809	18.0706	-3.1815	18.067
Target 7	-3.7649	15.9158	-3.7603	15.9158	-3.7651	15.9146	-3.7649	15.9148
Target 8	-3.6084	16.0326	-3.6073	16.0297	-3.6185	16.0786	-3.6096	16.0305



圖 2.66 人造標及建物特徵點

表 2.29 一致性之測試結果

坐標差	正鏡		倒鏡	
	N (m)	E (m)	N (m)	E (m)
Target 1	-0.0010	0.0031	0.0020	0.0007
Target 2	0.0030	0.0024	0.0007	-0.0066
Target 3	0.0039	-0.0042	0.0015	-0.0054
Target 4	0.0005	-0.0016	0.0013	0.0001
Target 5	-0.0028	-0.0014	0.0011	-0.0004
Target 6	-0.0018	-0.0049	-0.0012	-0.0013
Target 7	0.0002	0.0012	0.0046	0.0010
Target 8	0.0101	-0.0460	0.0023	-0.0008

由表 2.28、表 2.29 可知，除建物特徵點 8 外，其餘目標物坐標差介於 0.003~0.007 公尺內。建物特徵點 8 為一 L 型角點，觀測者由視準鏡中瞄準之目標物，由於視角因素，實際上照準之雷射光並非照向目標物，如此一來全站儀則可能接收到角點後方目標物反射回來之雷射光，如圖 2.67 後方牆面。因此在後續選定控制場之牆面控制點時，必須避免此情形發生，確保牆面控制場之坐標正確性。



圖 2.67 L 型建物特徵點情形

### 2.5.3.2 GPS 控制測量

吾人在控制場內分別設置 8 個與 10 個第一與第二級 GPS 控制點。第一級 GPS 控制點以鄰近中央地調所設立的 GPS 成大航太站(GS34)、南沙崙農場(GS35)、西勢國小(GS31)等三個 GPS 基站，透過長期穩定並與中央研究院之澎湖白沙衛星追蹤站連測所得之 WGS84 坐標成果作為控制點良好的上級已知參考點位。第二級 GPS 控制點則以本區第一級 GPS 控制點作為已知參考點進行施測與檢核點驗證。視周遭環境以及後續導線點、牆面及物徵控制點引用之難易進行選點，如圖 2.68 示。

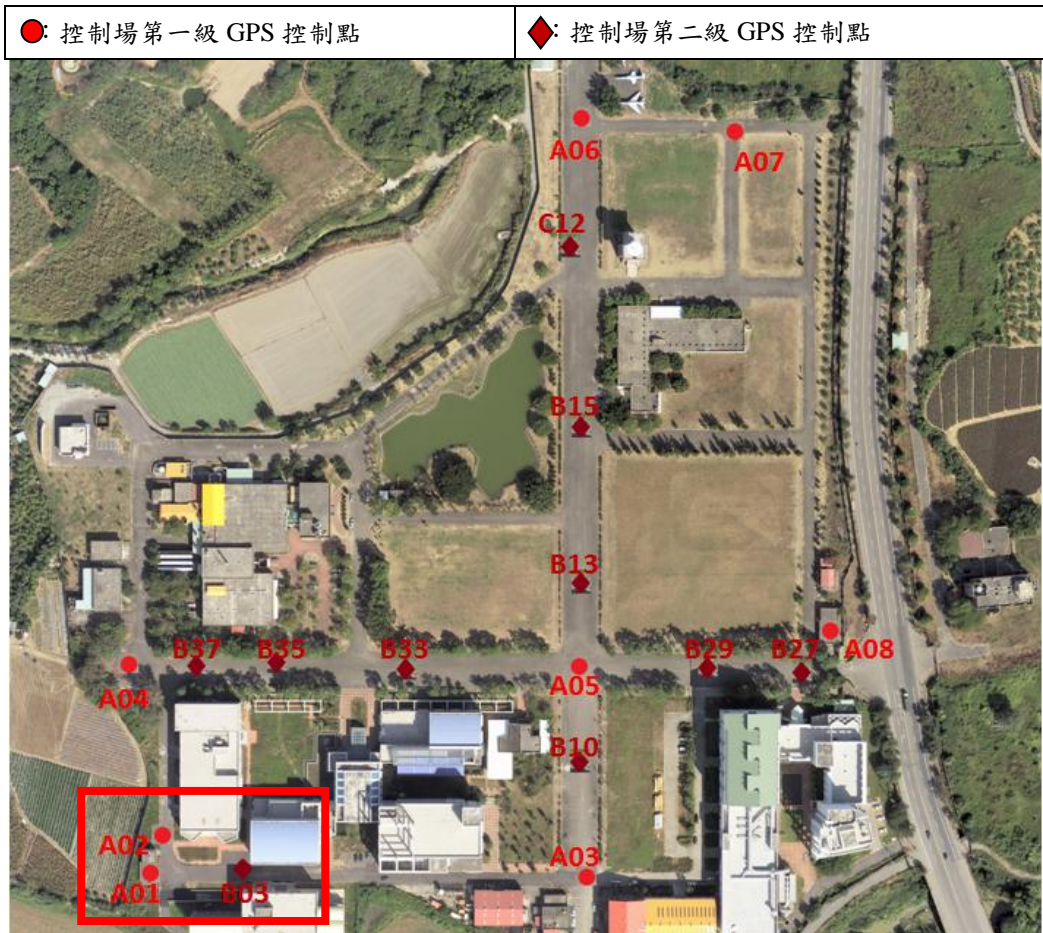


圖 2. 68 GPS 控制點位置示意

控制場第一級量測作業參考我國二等衛星控制點之施測程序進行，以 4 組 Leica SR530 接收機搭配 Leica AT502 天線為靜態測量作業儀器。程序採跳蛙式測量方法，以獲得較佳的網型強度、較好的精度和可靠度(尤瑞哲，2004)，見圖 2.69。本測量作業為時三天，共進行八次換站。第一級 GPS 測量遵循下列原則，以期達成相當於二等衛星控制點之精度：每次同步觀測時間為 90 分鐘、仰角 15 度以下之衛星訊號不予以接受及各基線距離不超過 500 公尺；第二級測量作業則使用 5 組接收儀，每次同步觀測時段 40 分鐘，並規劃一時段，對第一級控制點進行觀測，作為第二級控制測量成果之精度評估。作業程序見表 2.30、2.31、2.32，二等衛星控制點施測規範見表 2.33。

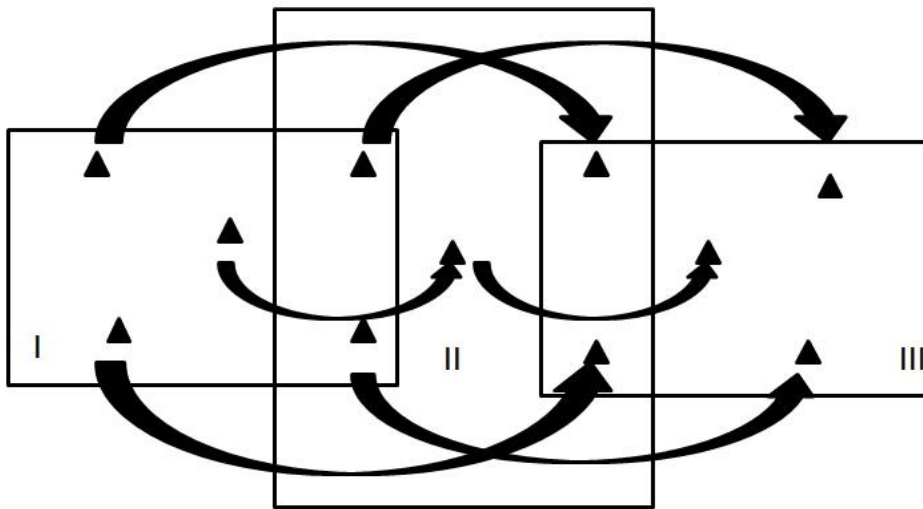


圖 2.69 跳蛙式測量法 (參考自尤瑞哲，2004)

表 2.30 第一天 GPS 作業程序

參考點	GS31、GS34、GS35
時段一	A01、A02、A03、A08
時段二	A01、A04、A05、A08
時段三	A06、A04、A07、A08

表 2.31 第二天 GPS 作業程序

參考點	A04
時段一	B03、A03、B35、B37
時段二	B10、A03、B35、B33
時段三	B10、B13、B29、B33
時段四	B15、B13、B29、B27
時段五	B15、C12、B24、B27

表 2.32 第三天 GPS 作業程序

參考點	A04
檢核點	A02、A03、A05
時段一	B03、A03、B35、B37
時段二	B10、A03、B35、B33
時段三	B10、A03、A02、A05

觀測後，以 Leica Geo Office 網型平差軟體進行相對差分與網型平差等觀測數據解算，見圖 2.70、2.71。而第二天前兩個時段觀測狀況不佳，因此於隔日再次進行施測，併入第三天第二級控制測量之施測解算。表 2.34、2.35、2.36 為各點位標準差。解得各 GPS 點位坐標後，依率定之需求將坐標系統轉換至台灣 2 度 TM 或當地水平坐標框架下之坐標，進行後續測量之運用。

表 2.33 二等衛星控制點施測規範 (內政部，2006)

使用之星曆		精密星曆
圖形閉合差	閉合圈中之基線源自不同觀測時間數	$\geq 3$
	閉合圈中獨立觀測之基線數	$\geq 2$
	各閉合圈中之基線數	$\leq 10$
	閉合圈總邊長	$\leq 300\text{km}$
	可剔除之基線數目佔總獨立基線數比例	$\leq 15\%$
	各分量之平均閉合差	$\leq 25\text{cm}$
	各分量之閉合差對閉合圈總邊長之比數	$\leq 5 \times 10^{-6}$
	全系各分量之平均閉合差對閉合圈總邊長之比數	$\leq 3.5 \times 10^{-6}$
基線重複性	重複觀測基線水平分量之差值	$\leq (20 + 4 \times 10^{-6}L)\text{mm}$
	重複觀測基線垂直分量之差值	$\leq (50 + 10 \times 10^{-6}L)\text{mm}$
成果精度	邊長標準誤差	$\leq (10 + 2 \times 10^{-6}L)\text{mm}$
	95% 信心區間	$\leq (20 + 4 \times 10^{-6}L)\text{mm}$

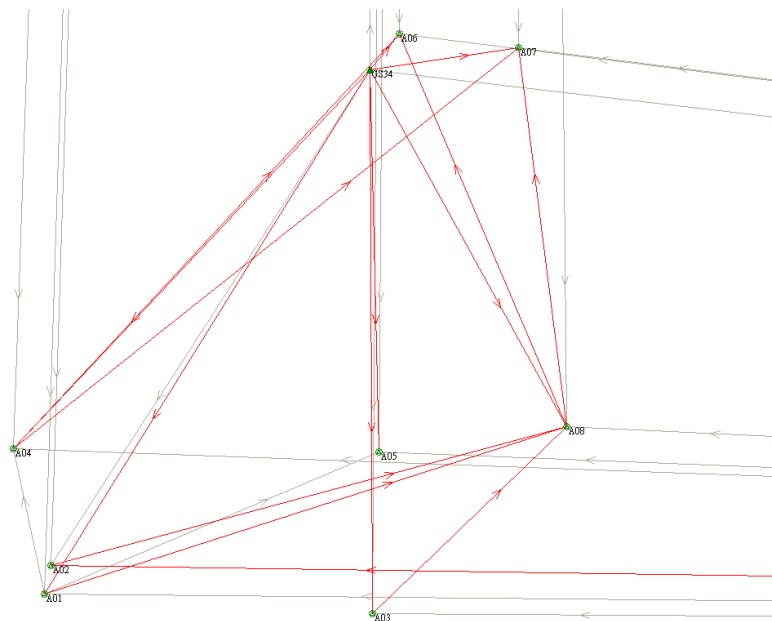


圖 2.70 Leica Geo Office 第一天平差解算網型

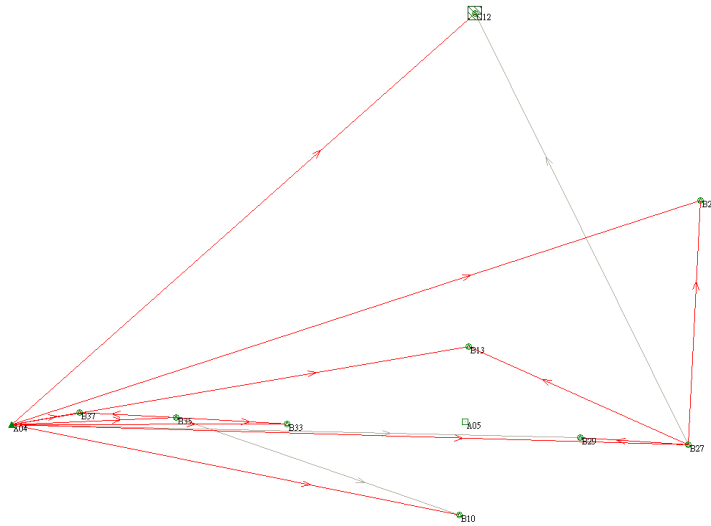


圖 2.71 a Leica Geo Office 第二天平差解算網型

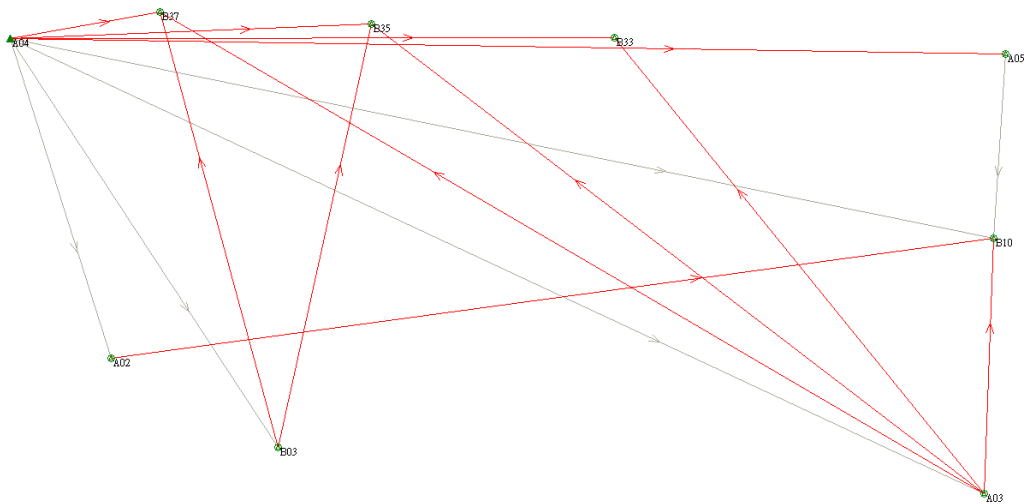


圖 2.71b Leica Geo Office 第三天平差解算網型

表 2.34 第一天 GPS 測量控制成果

		A01	A02	A03	A04	A05	A06	A07	A08
標準差(mm)	緯度	0.4	0.4	0.3	0.2	0.4	0.2	0.3	0.2
	經度	0.4	0.4	0.2	0.3	0.4	0.2	0.3	0.1
	橢球高	1.4	1.4	0.7	0.3	1.0	0.5	0.7	0.4

表 2.35 第二天 GPS 測量控制成果

		B10	B13	B24	B27	B29	B33	B35	B37	C12
標準差(mm)	緯度	0.6	0.4	1.1	1.4	5.2	1.1	1.0	1.1	1.2
	經度	0.6	0.5	1.0	1.8	6.4	9.0	0.7	0.9	1.2
	橢球高	1.6	1.3	2.8	1.4	15.8	2.7	2.4	2.8	3.2

表 2.36 第三天 GPS 測量控制成果

		A02	A03	A05	B03	B10	B33	B35	B37
標準差(mm)	緯度	2.1	1.5	0.6	2.0	1.7	1.5	1.3	1.6
	經度	2.4	1.3	0.6	2.0	1.4	1.3	1.2	1.6
	橢球高	6.8	4.1	1.7	6.3	4.5	3.9	3.7	5.0

檢核點之比對見表 2.37，顯示第二級之網型解算成果與第一級差異在可接受範圍內。當 GPS 點位設置完成，其坐標便得以引用，方能進行後續測量作業。點位坐標須轉換至 2 度 TM 或當地水平坐標系。

表 2.37 與控制場第一級 GPS 控制測量差異(於 2 度 TM 坐標系統)

	E (m)	N (m)	h (m)
A02	0.0094	0.0027	0.0062
A03	0.0043	0.0043	0.0300
A05	0.0000	0.0003	-0.0116

多平台製圖系統室外測試與率定場之設置盡可能在四周都有建築物，提供充足的牆面控制點下方能給予良好系統率定環境，然而 GPS 卻因訊號遮蔽，無法在建築物環繞情況下設立足量且足夠精度的控制點(圖 2.68 紅框處)。因此本案必須以其他控制測量方式來進行控制點之設置，該方式將於下列各章節闡述。

### 2.5.3.3 導線測量

據前所提，GPS 測量作業受限於對空通視的問題，不適用於建築林立之區域，然導線測量之控制測量以距離及角度為觀測量，在都市及狹長地帶能有效發揮作用。因此本階段測量作業，採 GPS 控制點為已知點，構成附合導線，以角度



和水平位置閉合條件供檢核，進行導線測量，為控制場提供良好之坐標引據點位。

觀測時須檢核正倒鏡數據外，對於同一邊長也進行往返之觀測，以減少人為錯誤。以 A03 與 B08 邊為例，除架站 A03 時觀測 B08 點，搬站至 B08 時也須重複觀測 B08 與 A03 段。此外，為使後續之加密控制點、牆面控制點與檢核點量測有適當位置之控制點為坐標引據之用，導線點位置之佈設甚為重要。圖 2.72、表 2.38 為本測區之導線連測情形。表 2.39 為解算成果以絕對誤差橢圓來表示。

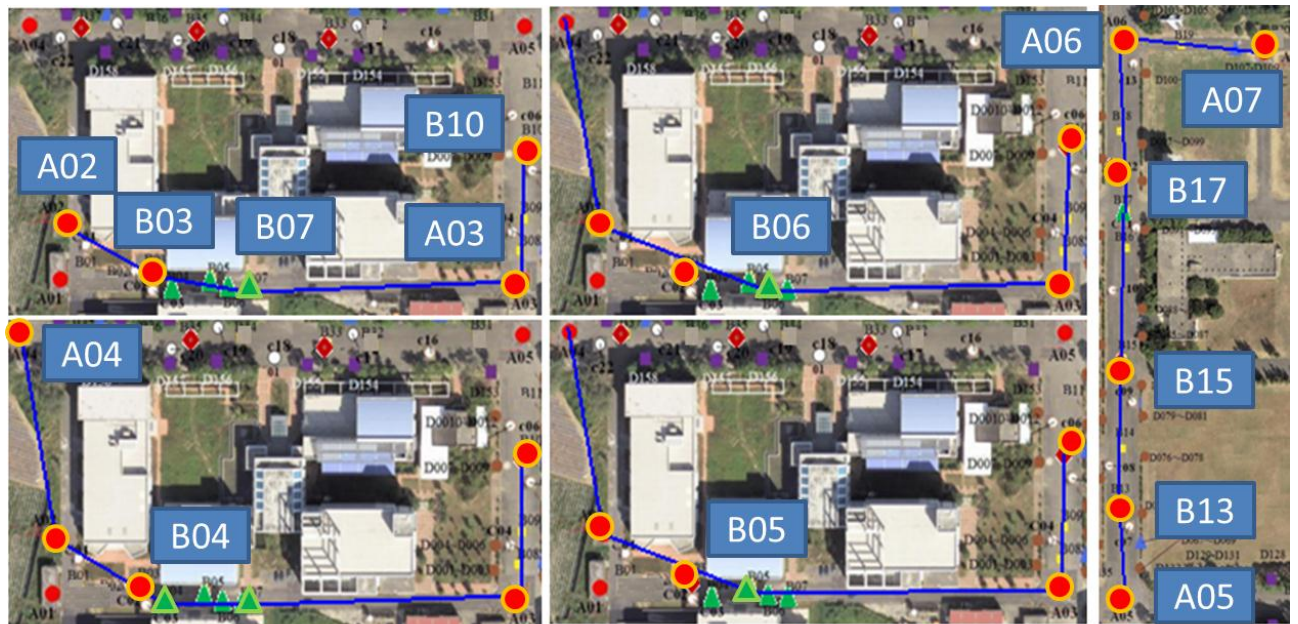


圖 2.72 導線：T1 (左上)、T2(左下)、T3(右上)、T4(右下)、T5(右)

表 2.38 導線連測情形

T1 導線	A02→B03→B07 →A03 →B10
T2 導線	A04 →A02 →B04→B07 →A03 →B10
T3 導線	A04 →A02 →B06 →A03 →B10
T4 導線	A04 →A02 →B05 →A03 →B10
T5 導線	A05→B13→B15 →B17 →A06→A07

然而導線測量，考量點位間距過密而有誤差累積之情形，導線點之數量與分布必須受到掌控。在此情況下，將無法滿足擁有多數量之牆面控制點、物徵檢核點以及需有多個控制點位進行多次觀測的率定場與檢定場。因此必須採用相當精度之控制點加密測量方式，方能使本控制場獲得良好地面控制點以進行相應之測量運用。本案採三邊測量法進行控制點加密，其理論及緣由將在下一小節說明。

表 2.39 導線解算成果(以絕對誤差橢圓表示)

點號	長軸(m)	短軸(m)	方位角
A01	0	0	45° 00' 00"
A02	0	0	26° 01' 28"
A03	0	0	13° 05' 22"
A04	0	0	45° 00' 00"
A05	0	0	2° 40' 26"
A06	0	0	89° 54' 29"
A07	0	0	96° 56' 58"
A08	0	0	45° 00' 00"
B03	0	0	19° 12' 59"
B04	0.032	0.024	16° 37' 36"
B05	0.03	0.022	13° 34' 57"
B06	0.039	0.022	9° 31' 39"
B07	0.036	0.021	6° 14' 46"
B10	0	0	2° 07' 20"
B13	0	0	92° 48' 31"
B15	0.073	0.03	93° 14' 30"
B17	0.078	0.03	92° 58' 04"
B24	0	0	45° 00' 00"
B27	0	0	45° 00' 00"
B29	0	0	45° 00' 00"
B33	0	0	45° 00' 00"
B35	0	0	45° 00' 00"
B37	0	0	45° 00' 00"
C12	0	0	45° 00' 00"

### 2.5.3.4 三邊測量方法實施加密控制測量

三邊測量法是以距離邊長觀測量，經餘弦定理計算得點位間夾角，最後運用後方/前方交會計算得到未知點位坐標，如圖 2.73、式 2.49~2.54。因其不直接測量各點之水平角，改以測量(構成三角型態)各點間之距離再換算得各點之水平角，據以計算各點之平面坐標，因此稱之三邊測量。

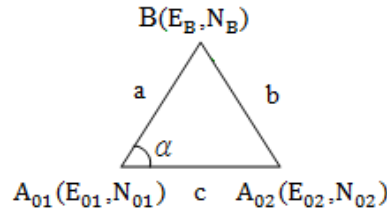


圖 2.73 三邊測量

$$\alpha = \cos^{-1}\left(\frac{a^2+c^2-b^2}{2ac}\right) \text{ (經象限判斷)} \quad (2.49)$$

$$\alpha_{A_01A_02} = \tan^{-1}\left(\frac{E_{A_02}-E_{A_01}}{N_{A_02}-N_{A_01}}\right) \text{ (經象限判斷)} \quad (2.50)$$

$$\alpha_{A_01B} = \alpha_{A_01A_02} - \alpha \quad (2.51)$$

$$E_B = E_{01} + a * \sin\alpha_{A_01B} \quad (2.52)$$

$$N_B = N_{01} + a * \cos\alpha_{A_01B} \quad (2.53)$$

$$h_B = ((h_{01} + S_a * \sin\theta' + i') + (h_{02} + S_b * \sin\theta'' + i''))/2 - i''' \quad (2.54)$$

其中， $\alpha_{A_01B}$ 、 $\alpha_{A_01A_02}$ 、 $\alpha$ 分別代表 $A_{01}$ 與 $B$ 、 $A_{01}$ 與 $A_{02}$ 間的方位角及 $B$ 點的夾角

$N_B$ 、 $E_B$ 、 $h_B$ 、 $N_{01}$ 、 $E_{01}$ 、 $h_{01}$ 分別代表點位 $B$ 、 $A_{01}$ 的坐標，

$a$ 、 $b$ 分別代表 $A_{01}$ 與 $B$ 點、 $A_{02}$ 與 $B$ 點間的水平距離，

$S_a$ 、 $S_b$ 分別代表 $A_{01}$ 與 $B$ 點、 $A_{02}$ 點與 $B$ 點間的斜距，

$\theta'$ 、 $\theta''$ 分別代表由 $A_{01}$ 觀測 $B$ 點的垂直角、由 $A_{02}$ 點觀測 $B$ 點的垂直角，

$i'$ 、 $i''$ 、 $i'''$ 分別代表 $A_{01}$ 、 $A_{02}$ 的儀器高及 $B$ 的稜鏡高。

近年來測距技術精度高(釐米等級)，而根據三角函數定理為基礎的坐標計算，當兩已知點與一未知點所構成的三角形內各夾角在 $25\sim 155$ 度間，其坐標定位精度將在可接受範圍內。基於上述理由並考量導線點數量與疏密情形、時間成本、點位精度需求以及數據處理等因素下，此法便成為多平台製圖系統室外測

試與率定場的最佳控制點加密方式。首先在測區內，選定適當且足量作為後續率定場檢核場觀測之用的加密控制點位置。以 SOKKIA 雷射測距全站儀將各加密控制點點位與 GPS 控制點或導線點連測，並遵循國家加密控制測量之精度規範，見表 2.40。

表 2.1 三邊測量加密精度規範 (內政部，2006)

幾何圖形之最小角度(單位：度)不得小於		20
邊長測量標準誤差		1/250,000
天頂距觀測	使用儀器(單位：秒)	1
	測回數	2
	觀測值之誤差(單位：秒)不得超過	10
	二已知高程點間之圖形數	10-15
天文方位角	觀測相隔圖形數	10-12
	每夜觀測數	8
	觀測夜數	1
	標準誤差(單位：秒)	0.8
	方位角閉合差(單位：秒)(右列式中 $N$ 為圖形數)	每圖形 3.0 或 $10.0\sqrt{N}$
成果精度	滿足幾何條件後位置閉合比數不得超過	1/10,000

而後將觀測水平距離資料下載，進行內業三邊後方交會解算得各加密控制點平面坐標。各加密控制點位置見 2.5.3.6 節之圖 2.74 各黃色點位。

### 2.5.3.5 水準高程控制測量

得導線點與加密控制點平面位置後，該些點位高程須由已知之高程控制點引測得來。鄰近無水準高程控制點，若引測則需相當長的測線。而多平台製圖系統之坐標位置主要為定向定位感測器之 GPS 所提供，所解算得之高程系統為橢球高，若透過重力測量計算所得之大地起伏模型進行轉換得正高系統之高程，其結果仍存在著 10~15 公分左右的誤差。

本控制場之設置目的為多平台製圖系統室外測試與率定場之系統參數率定，目的在於求得車體平台上各感測器間之相對位置關係，與控制場之絕對基準選擇為何無關，因此多平台製圖系統室外測試與率定場高程之絕對基準應以減少誤差來源為最大考量。在高程測量方式之選定上，雖在短測線採對向觀測法 (Reciprocal Observations) 的情況下，三角高程測量引測得之系統可轉換為任一高程系統 (Tilk-Thies, 1986)。小測區範圍情況下，垂線偏差與地球曲率影響甚小，考量控制場高程精度需求與水準測量有較健全的規範下，本測區以 GPS 控制點 A05 為高程原點，採水準測量計算控制場各 GPS 點之高程，其水準路線可分為 2 個閉合矩形 A、B，每個矩形進行兩測回，A 測線：A02、B37、B35、B33、B10、A03、B03、A02，B 測線：A05、B13、A06、B24、B27、B29，其點位相對位置可參照圖 2.74。除遵循國家水準測量精度規範外，見表 2.41，在評估精度時，以 GPS 控制測量平差解算所得之橢球高與由水準測量結果計算而得之高程進行比對，此間之差異量即可作為另一個施測評估指標，如表 2.42 為高程檢

核比較結果。表 2.43 為水準測量之結果。由表 2.41、2.43 可知，測段 A 水準測量結果符合一等水準測量之最大閉合差精度規範，見表 2.43， $F=0.74\text{km}$ 。而表 2.42 則顯示高程檢核點之差異量介於  $2.3\text{mm}\sim 23.3\text{mm}$  範圍內，已符合本案精度需求。

表 2.2 國家水準測量精度規範 (內政部，2006)

等級 項目	一等	二等
系統誤差改正前每測段往返最大閉合差	$2.5(\text{mm})\sqrt{K}$	$5.0(\text{mm})\sqrt{K}$
系統誤差改正後水準環線最大閉合差	$2.5(\text{mm})\sqrt{F}$	$5.0(\text{mm})\sqrt{F}$
成果精度	一、權單位中誤差須通過 95%信心區間的卡方測試。 二、觀測量粗差偵錯須通過 95%信心區間的 Tau 測試。	

備註：K：單一測段長度之公里數。F：水準環線長度之公里數。

表 2.3 高程檢核

點號	GPS 結果與水準計算差值 (m)
A02	0.0099
B37	0.0108
B35	0.0097
B33	0.0186
B10	0.0066
A03	0.0167
B03	0.0036
B13	0.0023
A06	0.0053
B24	0.0092
B27	0.0210
B29	0.0233

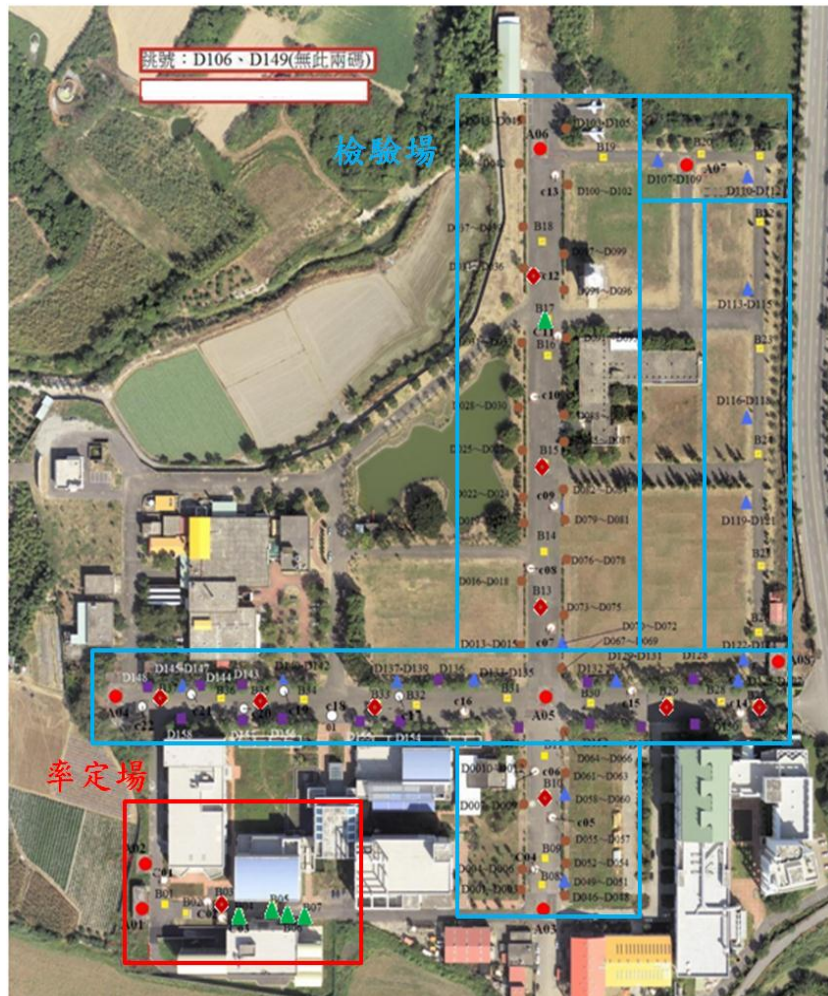
表 2.4 水準測量結果

測線	第一測回 (m)	第二測回 (m)	測線長度 (km)
A	0.003	0.005	0.74
B	0.004	-0.015	0.97

### 2.5.3.6 全站儀採光線法三維定位

在前述階段求得導線點、加密控制點之三維坐標後，便得以進行光線法三維定位作業。圖 2.74 顯示全區範圍，本次作業即是將多平台製圖系統室外測試與率定場各牆面控制點之物徵檢核點進行施測，得其三維坐標。

在此一量測階段，除儀器採用具備雷射測距之全站儀，使直接觀測牆面的情形得以達成外，還必須訂定相應的量測準則以避免不同觀測者觀感不同而造成量測點位不一致的情形。在牆面控制點中，以建物牆面十字交線中心作為觀測瞄準點，如圖 2.75 上圖示。在人造圓形標之物徵檢核點中，則以中央白點圓心處為瞄準點，如圖 2.75 下圖示。



#### 圖示說明

A、B 系列	B、C 系列	D 系列
GPS 控制點	導線點、加密控制點	檢核點
● 第一級 ◆ 第二級	▲ 導線 ◻ ○ 加密控制點	● 基樁 ■ 路燈 ▲ 消防栓

圖 2.74 歸仁測區

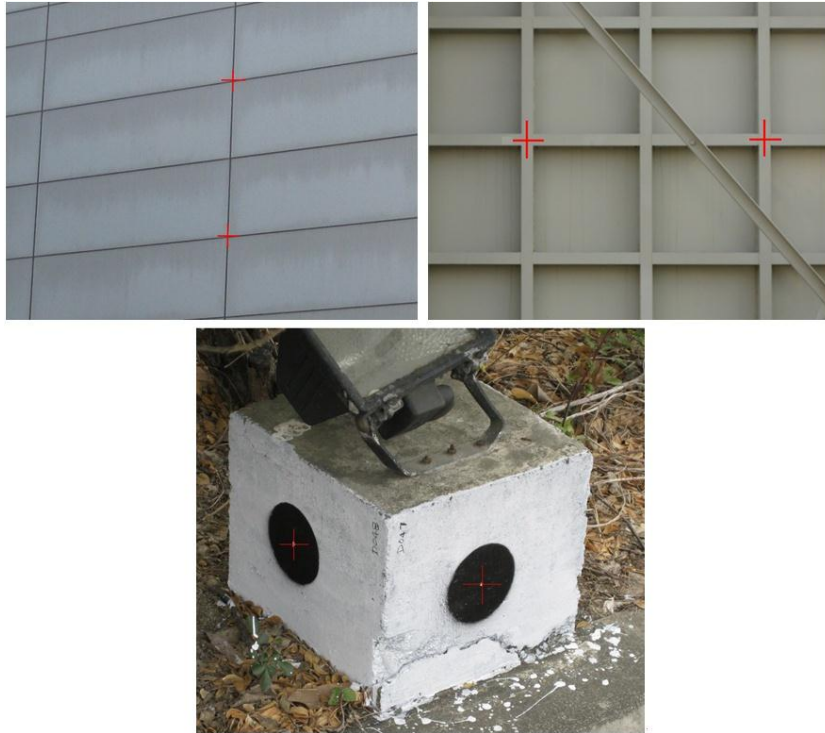


圖 2.75 牆面控制點(上圖)及物徵檢核點(下圖)量測準則  
(十字紅標表示觀測者應瞄準之瞄準線)

建立量測準則後，以全站儀採光線法進行牆面及物徵檢核點的三維定位，程序與原理如下。首先在坐標已知的加密控制點上架設全站儀並後視另一坐標已知點後，對牆面控制點、物徵檢核點進行觀測得到水平、俯仰角及距離觀測量，如圖 2.76、式 2.55~2.60 示。

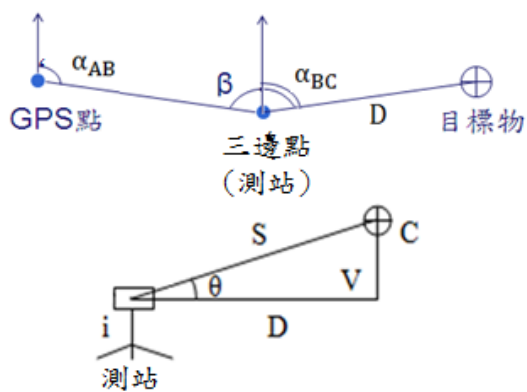


圖 2.76 全站儀光線法量測

$$\alpha_{BC} = \alpha_{AB} + \beta - 180^{\circ} \quad (2.55)$$

$$V = S * \sin\theta \quad (2.56)$$

$$D = S * \cos\theta \quad (2.57)$$

$$E_C = E_B + D * \sin\alpha_{BC} \quad (2.58)$$

$$N_C = N_B + D * \cos\alpha_{BC} \quad (2.59)$$

$$h_C = h_B + V + i \quad (2.60)$$

其中， $\alpha_{AB}$ 、 $\alpha_{BC}$ 分別代表 A 與 B、B 與 C 點間的方位角

$\alpha_{AB}$ 可由式(2.50)得來

$\beta$ 代表後視點到觀測點的水平夾角

S、V、D 分別代表目標點 C 與測站 B 的斜距、垂直距、水平距

$E_C$ 、 $N_C$ 、 $h_C$ 分別代表點位 B 坐標

i 代表測站之儀器高

經數學極坐標計算，便得各牆面控制點、物徵檢核點之三維物空間坐標。然而，同系列之牆面控制點及物徵檢核點，易因彼此間無可明顯區別之特徵而有觀測者觀測到錯誤點位之情形，見圖 2.63b 之 E1、2.63e 之 E3 系列牆面點，且全站儀採光線法測量會因觀測角度過於傾斜使量測精度不佳的情況，因此觀測時須進行正倒鏡觀測避免觀測錯誤外，對於同一觀測點位由不同測站進行觀測，其平均所得之觀測點坐標除了給予可靠之坐標成果，其不同測站觀測結果之坐標差更可作為多平台製圖系統室外測試與率定場之精度指標。經剔除錯誤之點位坐標成果，其餘合乎現況之點位將為系統率定與檢核之用。表 2.44 為本控制場精度指標。

表 2.44 控制場精度指標

	dE (m)	dN (m)	dh (m)
均值	0.0006	0.0006	0.0004
標準差	0.0050	0.0052	0.0099
最大差異量	0.0146	0.0205	0.0291

由表 2.44 可知，多平台製圖系統室外測試與率定場之點位三維坐標標準差均為釐米等級，差異量最大不超過 0.03m，足作為本案系統率定之需求。完成整體控制場之設置，便可進行多平台製圖系統率定及直接地理定位實驗。本案規劃的多平台製圖系統室外測試與率定場可提供各式測試項目之精度規格與預估經費列於表 2.45。而歸納建置多平台製圖系統之室外測試與率定場的目的如下：

1. 率定多平台製圖系統之系統誤差



- Body-frame 坐標系統與相機坐標系統間之軸角
  - Body-frame 坐標系統與相機坐標系統間之平移量
  - 率定兩相機間之相對方位
2. 測試與驗證平台製圖系統直接地理定位之絕對精度
- 透過地面測量所得之絕對地理坐標驗證上述系統率定後進行直接地理定位之絕對精度
  - 以多組相機相對方位率定場之率定成果檢驗上述相機間相對方位之率定成果精度

表 2.45 多平台製圖系統室外測試與率定場之測試項目、規格及預估經費

測試/率定項目		測試場之精度規格	規劃場地大小	總經費	101年度經費	自籌經費	102年度所需經費(含自籌)
IMU-相機 固定臂	DX	1公分	1平方公里	50萬	10萬	30萬	10萬
	DY	1公分					
	DZ	1公分					
IMU-相機 軸角	Omega	0.03度					
	Phi	0.03度					
	Kappa	0.03度					
直接定位	東(2度TM)	1公分					
	北(2度YM)	1公分					
	正高	1公分					

## 2.6 本章小結

本案就「建立多平台製圖系統測試及率定實驗室」之工作項目方面完成之進度說明如下。本案首先依據含空載、車載與各人攜行等不同平台之作業特性與系統精度完成多平台製圖系統之各式系統誤差分析，同時並針對誤差原因提出改正方式。同時本案設計叢集式多元感測器融合架構，並納入地面控制點之輔助以進一步提升定位定向系統之穩定性，同時提出一階段率定之概念以期在未來能有效修正多平台製圖系統誤差。本案提出針對慣性測量儀之原始觀測量引入基於小波轉換之訊號處理技術以提升慣性測量儀之定位定向精度，已完成慣性測量儀訊號之頻譜分析，並進一步於完成演算發之開發與實測成果之效益分析。依據服務建議書，本案提出包含整合式定位定向系統測試與率定實驗室、包含單一相機內方位率定多組相機相對方位率定場之影像感測器測試與率定實驗室、及車載與個人製圖系統率定功能之多平台製圖系統室外測試與率定場等

測試場之場地規劃，而本章已針上述的實驗室所需之測試方法原理與擬定之目標與規格進行詳細介紹。除整合式定位定向系統測試與率定實驗室因受預算限制必須透過逐年爭取預算以增購設備外，其餘包含單一相機內方位率定多組相機相對方位率定場之影像感測器測試與率定實驗室、及車載與個人製圖系統率定功能之多平台製圖系統室外測試與率定場等測試場皆已初步完成設置。

### 第三章、 研製抗 GNSS 訊號脫落及干擾之定位定向系統演 算法

如前所示，多元感測器整合定位定向系統對於多平台製圖系統之直接定位成果影響至鉅( $\delta r_{INS}^m(t) + \delta R_b^m(t) \cdot (S^i \cdot R_s^m \cdot r^s + a^b) + (V + \omega) \cdot \delta T$ )。一般而言，其精度與 GNSS 訊號品質、感測器硬體規格、多元感測器融合最佳推估演算法、多元感測器整合架構、載體作業環境與動態模式高度相關。傳統的多元感測器融合即時導航定位演算法是以擴張卡曼濾波器(Extended Kalman filter, EKF)為主，而針對直接定位與移動測圖之後處理應用使用平滑器來滿足高精度之需求。平滑器是用在濾波過程後之處理，目的就是利用全部過去、現在和未來的觀測量來找出一個理想估算解，而全部的平滑演算法皆須根據所得之濾波解來運算，因此，好的濾波解才有好的平滑解。

平滑器問題分類成三種：fixed-point，fixed-lag 和 fixed-interval。Fixed-point 平滑是用在特定點的狀態，如衛星的進入軌道時間或化學加工的反應初始情況等。Fixed-lag 平滑則用在當固定延遲估算並沒有附於棘手的問題時，因此，此法主要用在如通信和遙測資料來解決問題。而 Fixed-interval 平滑則用在大部份的測量應用上，因為測量是想得到所有觀測點的最佳的位置資訊，然而要達到如此的需求必經後處理的方式。因此研究所使用的為 Fixed-interval 平滑。圖 3.1 左所示為目前商用定位定向軟體所使用之傳統 INS/GNSS 開放式鬆耦合架構。然而近年來相關的研究顯示此法具有一些無法克服的限制，而這些限制會造成整合式定位系統在無衛星訊號時的定位定向誤差累積，如圖 3.1 所示。上述的卡曼濾波器演算法在 GPS 訊號失鎖的條件下會造成定位定向解之殘差隨時間累積之效應，如圖 3.1 右之紅實線所示。故該演算法僅適用於即時性中低精度定位定向之需求。但是在一般移動式製圖系統的應用中反而是以後處理之模式為主。故可以透過使用平滑器(smoothing)的方式將卡曼濾波器定位定向解之殘差改善近 60%~70%，如圖 3.1 右之藍實線所示。這些殘餘誤差對於多平台製圖應用而言是很不利的。

除了核心演算法之演進外，多元感測器資料之整合架構亦影響整體定位定向系統之效能甚鉅。目前多數的商用移動遙測製圖系統使用鬆耦合的架構為其多元感測器整合之核心算法(如圖 3.1 左所示)。

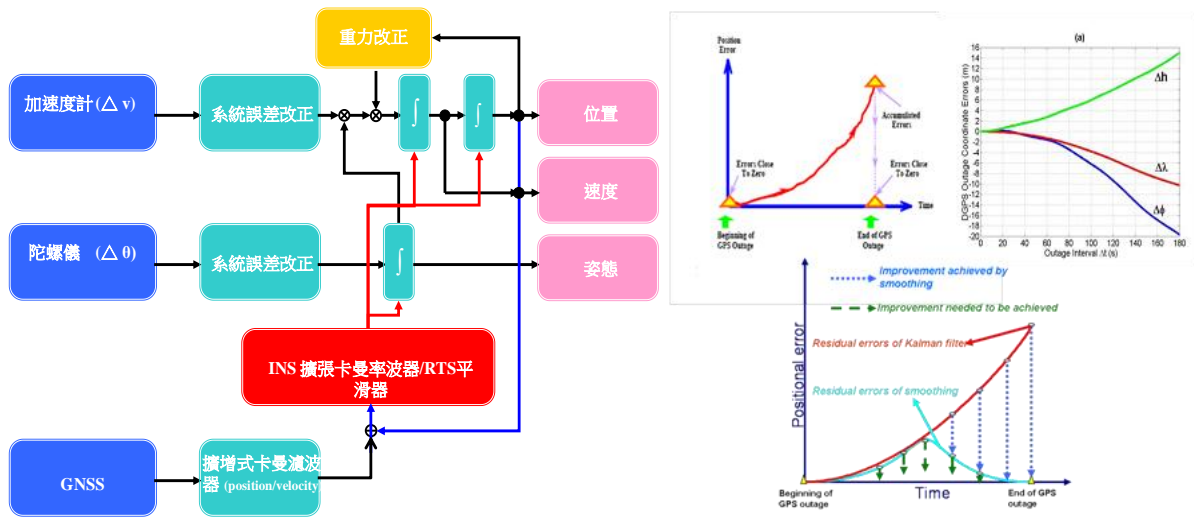


圖 3.1 傳統 EKF/平滑器之鬆耦合架構與誤差行為(無 GNSS 更新之環境)

除由於使用者必須同時接受四顆以上的衛星訊號，負責處理 GNSS 觀測量的卡曼濾波器才能解算出 GNSS 所提供的導航解，很多時候使用者並不能同時收到四顆或以上的衛星訊號，造成的原因諸如不開闊的觀測區域造成遮蔽，例如：高樓大廈林立處、隧道、綠色隧道等等。當然，在如隧道這種天空視角完全被遮蔽的情況下，理論上是完全收不到 GNSS 的訊號的，因此也不可能得到任何的 GNSS 導航解，此時就必須依靠 INS 本身的獨自運作。但如高樓大廈林立處，有時雖無法接收到四顆或以上的衛星訊號，或是可以收到四顆或以上的衛星訊號但卻是品質不良的反射訊號，這些都無法提供正確的衛星導航解，如圖 3.2 所示。而空載環境之應用雖不若車載環境有上述頻繁且長時間 GNSS 訊號遮蔽問題，但高動態之環境易造成頻繁但短時間之 GNSS 訊號遮蔽問題。



圖 3.2 GNSS 訊號遮蔽之環境

緊耦合整合架構，基本上是将兩系統在觀測量的部分就做整合，換句話說，緊耦合緊密地将 INS/GNSS 視為同一個系統，一同進行導航解算，如圖 3.3 所示。此種架構整合的最大優點在於當 GNSS 訊號薄弱時，系統只要能收到一顆衛星的正常訊號，即可進行輔助資訊更新模式解算。因此，緊耦合之設計可以說是 INS/GNSS 在軟體方面最佳的整合方式。如果將鬆耦合系統相同運用在衛星遮蔽的情況，且與緊耦合比較，就可以輕易地看出其中的差別。透過緊耦合的整合

架構，不需要仰賴四顆以上的衛星以提供整合的導航解。當導航衛星數在四顆以上時，緊耦合與鬆耦合整合架構的定位精度表現差異不大。然當衛星數量少於四顆時，鬆耦合整合架構的定位精度急速地隨時間增加，相對的，緊耦合整合架構的定位精度仍維持平穩直至衛星數量減少至零顆。純就技術觀點而言，在已完成初始化的前提下，緊耦合整合架構僅需要一顆衛星就能持續地提供相對穩定的導航解。故其較適合於 GNSS 訊號遮蔽效應普及的台灣地區。

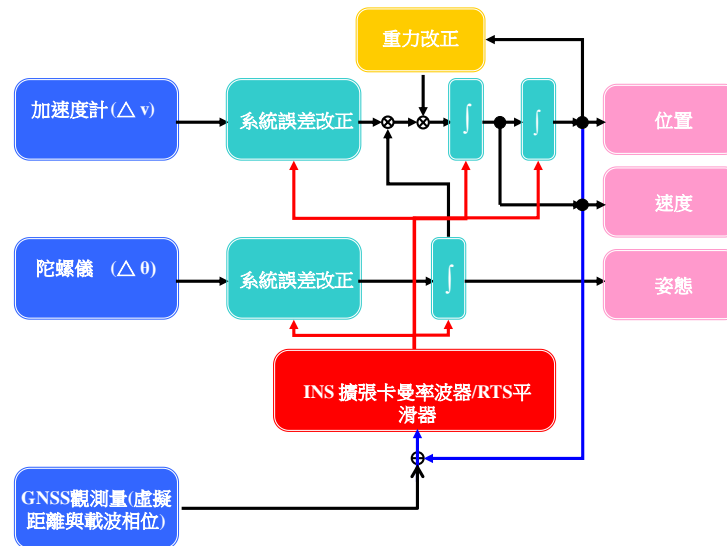


圖 3.3 緊耦合架構

然而現行商用緊耦合架構之潛在問題之一為 GNSS 訊號於遮蔽效應活躍區域之訊號品質欠佳，儘管 GNSS 衛星接收儀可以勉強收到一顆衛星，但其觀測量品質不佳，如此可以影響定位精度達數十公分，而此類因衛星訊好品質不佳所造成的定位精度損失並無法藉由傳統差分模式或 VRS RTK 的方式移除；對於車載與個人系統之應用，現有的 GNSS 接收儀在中高速動態定位模式(>50 公里/小時)，在台灣的大都會地區有至少 30% 的地區無法有效的鎖定一顆衛星並即時提供有效觀測量，如此即造成 GNSS 脫落之現象，如圖 3.4 所示台北市內湖地區之 GNSS 訊號遮蔽實例，約 35~40% 之時間 GNSS 衛星數量是少於一顆的。

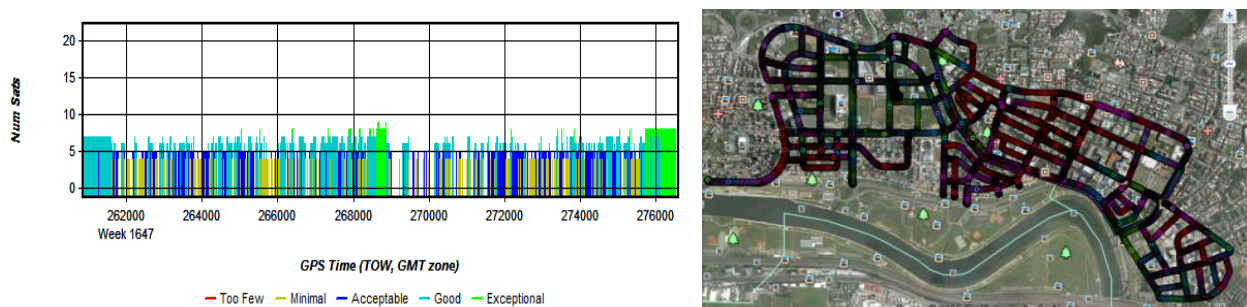


圖 3.4 GNSS 在台北市區訊號脫落之實例

如圖 3.5 上所示，鬆耦合與緊耦合的架構在衛星數量大於 4 時其定位精度是相似的，但是當衛星數量小於 4 時，鬆耦合架構定位精度就隨時間遞減，而緊耦合架構之定位精度仍可維持相當穩定的行為，然一旦衛星數量減為 0 時，現

有緊耦合架構之定位精度仍會隨時間遞減。圖 3.5 下所示為實測成果，藍色線為 GNSS 解，紅色線為鬆耦合解而白色線為緊耦合解。測試環境為高速公路下交流道，平面道路上方有高架道路而路旁有高樓，所以這一段路徑的 GNSS 衛星可用率約為 55%，故在衛星數量小於 4 時，紅色軌跡逐漸飄移至對向車道，而白色軌跡仍維持在正確車道上，唯因為在測試軌跡後半段因無法鎖定衛星時間長達 5 分鐘，所以白色軌跡亦逐漸飄移至對向車道。

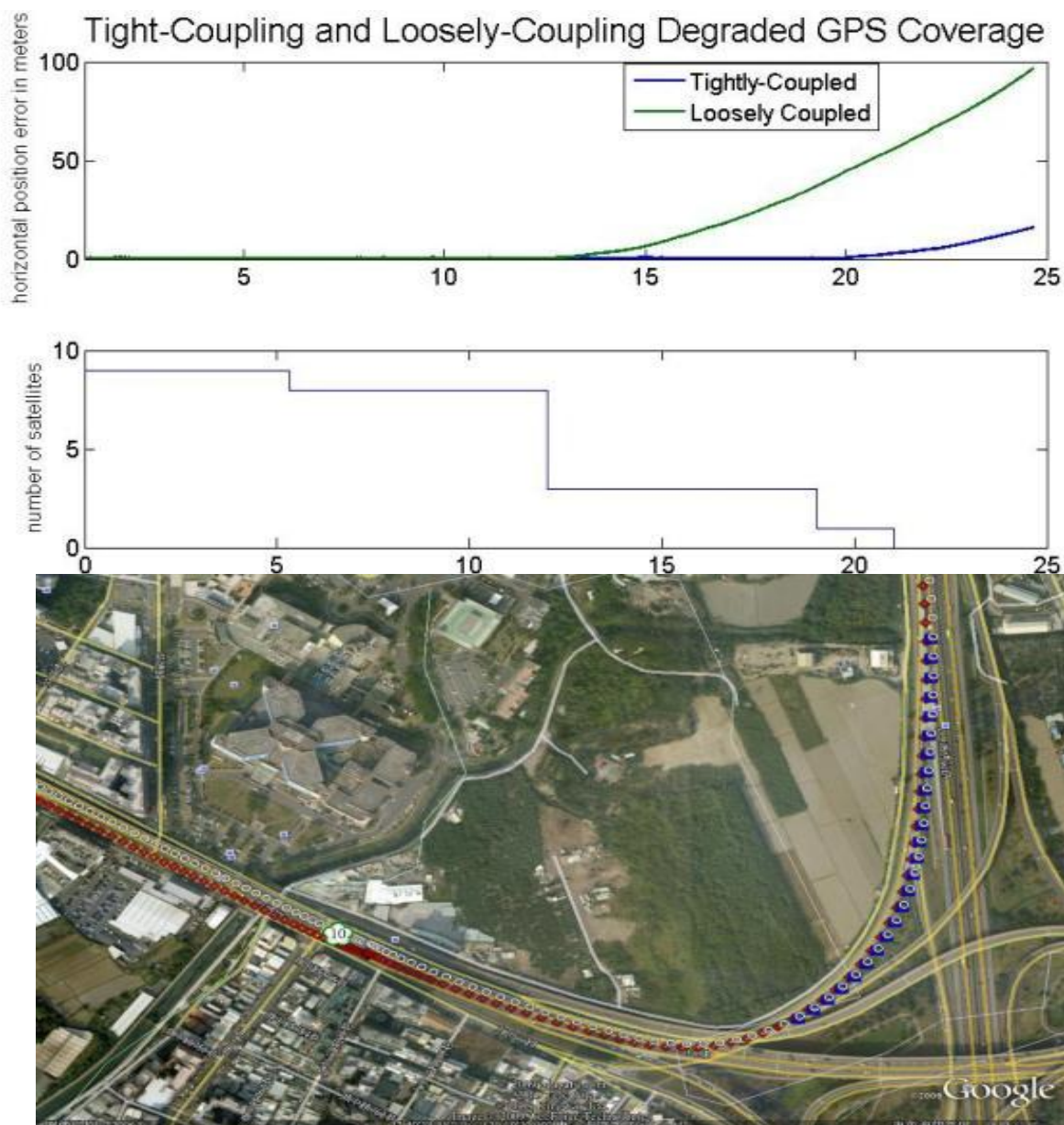


圖 3.5 商用鬆耦合與緊耦合定位定向架構之比較

對於空載應用而言，空中雖然無車載或個人應用經常面對的長 GNSS 訊號遮蔽之影響，但飛行之高動態環境亦因週波脫落造成訊號失鎖並常造成 30 秒至 1 分鐘的訊號脫落，以現有商用 POSAV510 規格為例，1 分鐘內的累積定位誤差約為 30~50 公分，而這段時間的累積定向誤差可達 0.01 度，而以 1000 公尺航高為例，上述定向誤差影響空載製圖系統之直接定位成果可達 0.5~1 公尺。所以 GNSS 訊號脫落及干擾對於空載、車載與個人製圖系統皆有不同層次的影響。

所以本案首先探討多平台製圖系統之直接定位精度與 GNSS 訊號遮蔽長度之關係。同時更進一步領先全球發展階層式抗 GNSS 訊號脫落及干擾之定位定向演算法架構。同時檢視現有的慣性測量儀系統初始化方案，分析初始化時間與陀螺儀精度及所要求精度之關係，並搭配多平台製圖系統之應用特性探討 GNSS 輔助動態快速初始對準之可行性，如此減低初始對準所需付出之成本。

### 3.1 分析 GNSS 訊號脫落長度對定位定向系統之影響

在實際的應用環境下，遭遇訊號失鎖或脫落的狀況是很難完全避免的，尤其在都市環境中受到高樓的遮蔽最為常見，另外諸如樹林、地下等環境條件亦會造成訊號的脫落。因此，分析訊號脫落對於定位定向系統的影響就顯得重要。INS/GNSS 整合定位系統中，GNSS 訊號是用以輔助減低長週期誤差影響之關鍵因素，包含 GNSS 訊號的電離層誤差與多路徑效應等，以及 INS 的加速度計偏差及陀螺儀飄移等，除此之外，若失去 GNSS 訊號成為純慣性導航狀態，則單純基於 INS 慣性定位的導航解無可避免地會快速累積誤差，因此就需要分析 GNSS 訊號脫落對於定位定向系統之影響，已得知其影響程度，對做為後續研擬改善方法的依據。

本節針對 GNSS 訊號脫落長度，分析定位定向解之精度差異，實驗區域為國立成功大學歸仁校區，測試模式為使用鬆耦合架構與無輪速計輔助，並人為模擬一段不同長度的 GNSS 訊號脫落，供分析定位定向解之軌跡與精度，精度分析以原始無模擬 GNSS 訊號脫落之 RTS 定位定向軌跡為參考解，參考軌跡精度小於 10 公分，參考軌跡資料處理模式為使用緊耦合架構與輪速計輔助，藉此比較不同長度的 GNSS 訊號脫落狀況，分別對於即時導航解與後處理 RTS 平滑解所造成的定位定向精度影響，本次實驗所需的 GNSS 主站與移動站之距儀在 1 公里之內，所使用之慣性測量儀為 NovAtel 的中高階戰術等級定位定向系統，SPAN-CPT，該系統使用飄移穩定性為 1 度/小時之光纖陀螺儀。圖 3.6 為模擬 GNSS 訊號脫落時間段所處的實際環境。本節使用 CAINS 軟體進行 GNSS 訊號脫落之模擬，於特定起始時間起算，分別截掉長度為一分鐘至五分鐘的 GNSS 訊號，產生五種不同長度的 GNSS 訊號脫落模擬資料，再解算導航解與 RTS 平滑解並與參考軌跡比對。下圖 3.7 分別為五種實驗方案的軌跡，表 3.1 和 3.2 為定位定向誤差，軌跡圖中的紅線為模擬 GNSS 訊號脫落所解得之導航解軌跡，綠線則為模擬 GNSS 訊號脫落的 RTS 平滑解軌跡。定位定向誤差圖中，則包含模擬 GNSS 訊號脫落所解得之導航定位解及平滑定位解，在三個坐標的誤差，以及模擬 GNSS 訊號脫落所解得之導航定向解及平滑定向解，在三個姿態角度的誤差。



圖 3.6 模擬 GNSS 訊號斷訊的時間點對應之實地場景

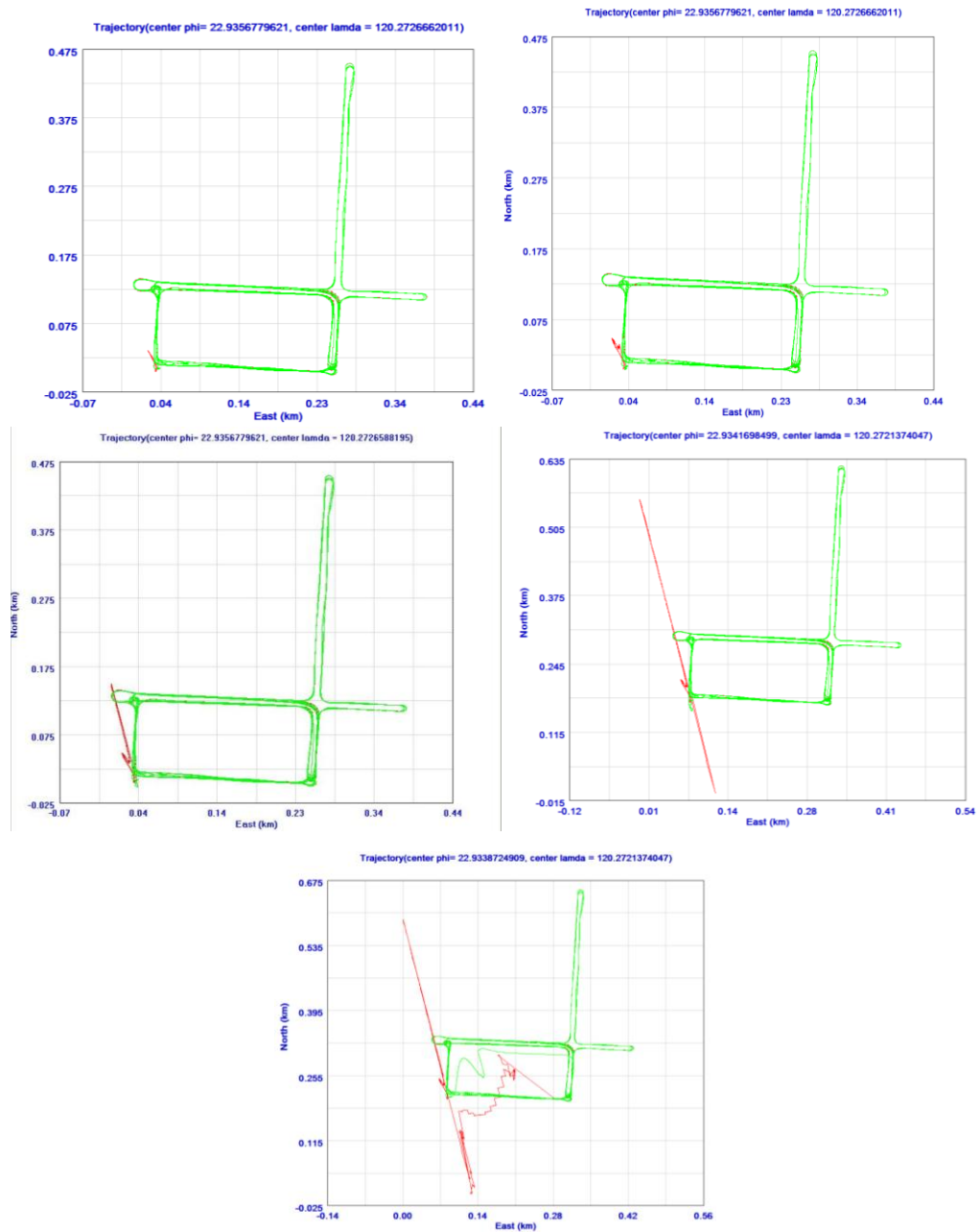
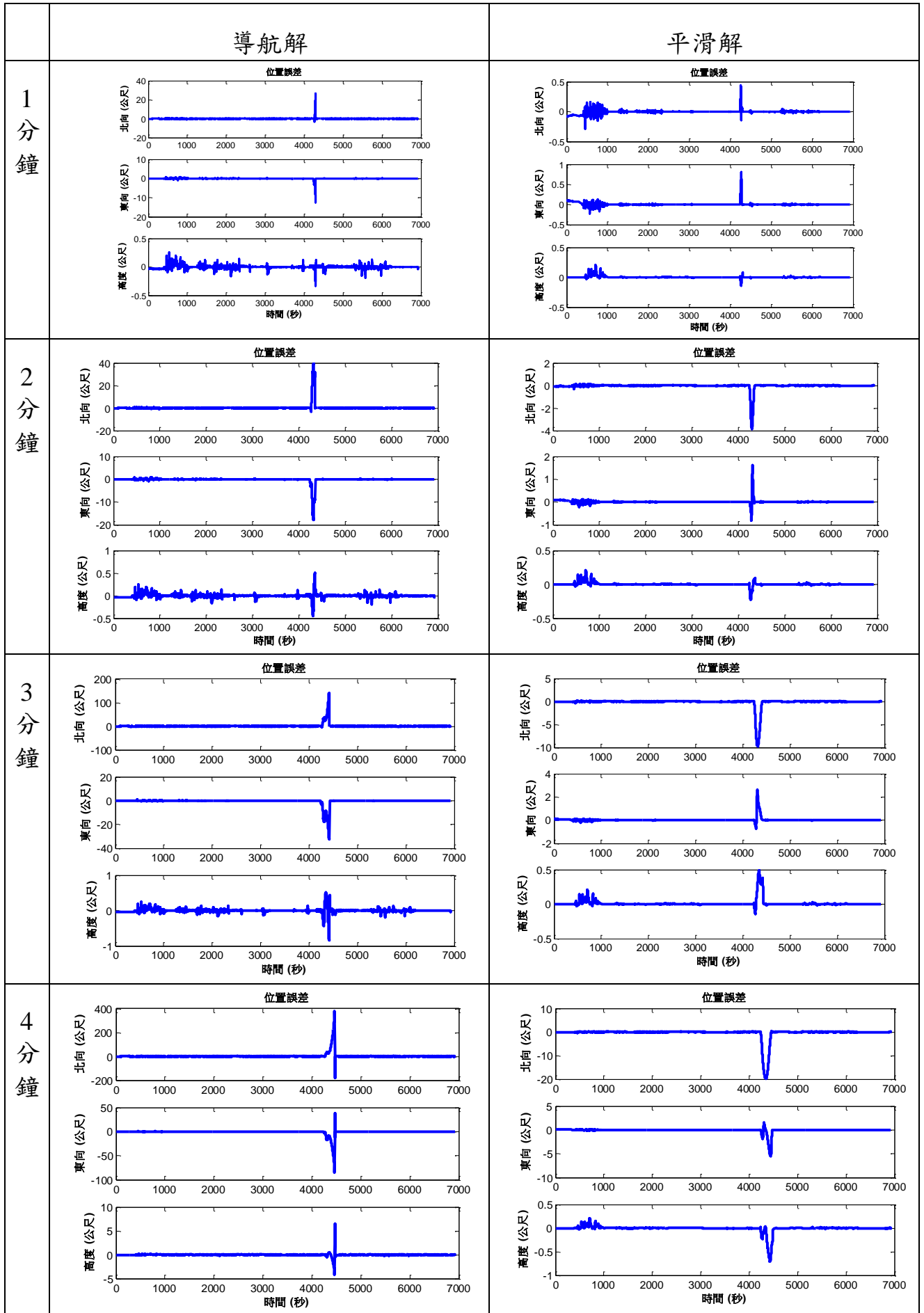


圖 3.7 模擬 GNSS 訊號脫落長度 1-5 分鐘的軌跡



表 3.1 模擬 GNSS 訊號脫落長度 1-5 分鐘位置誤差圖



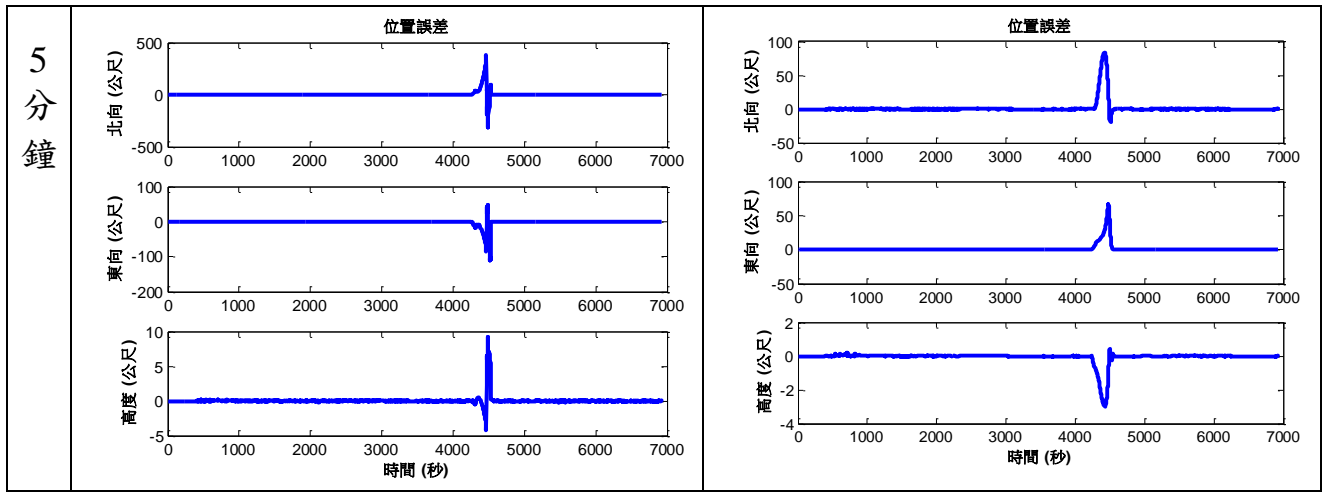
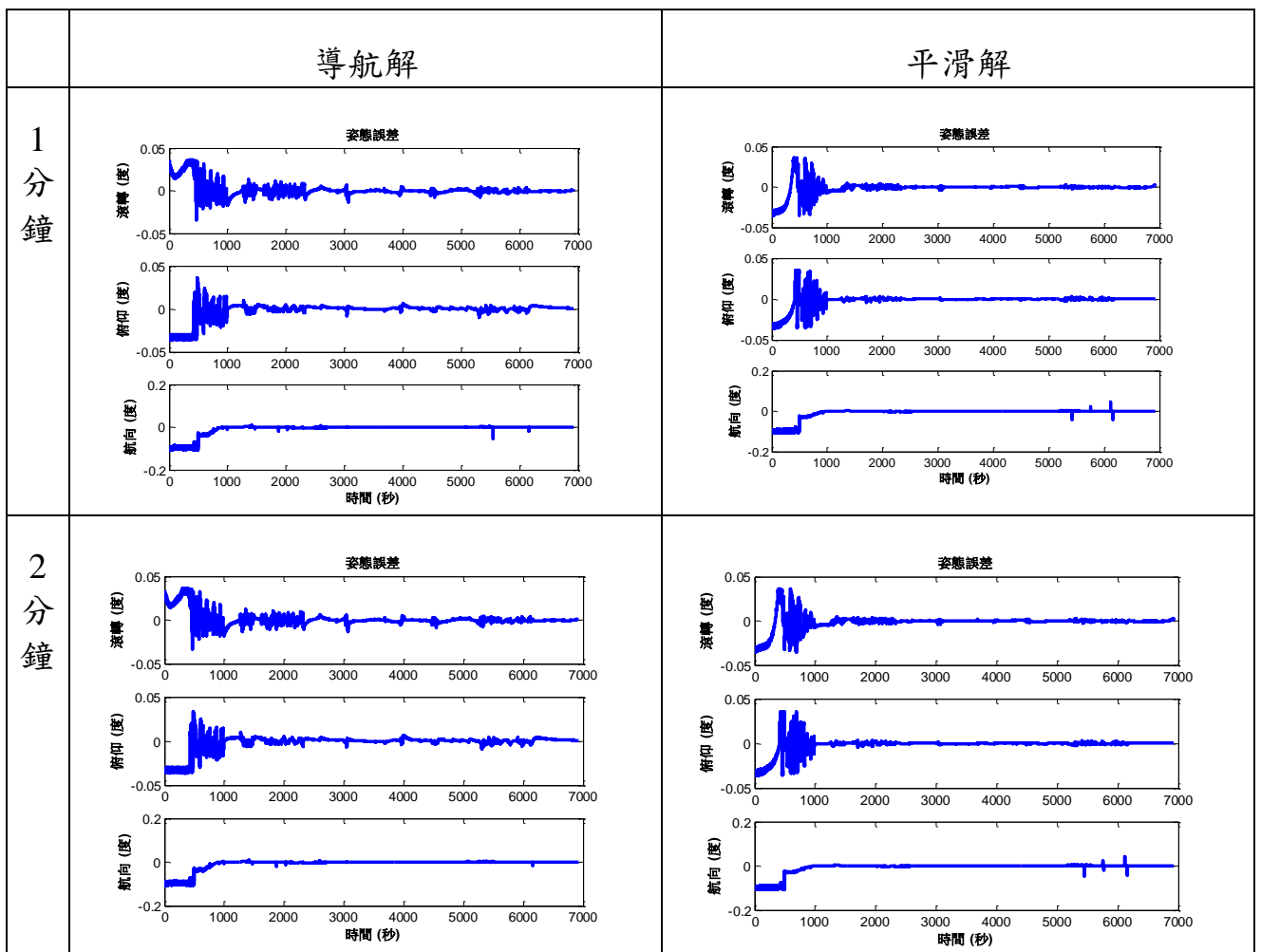
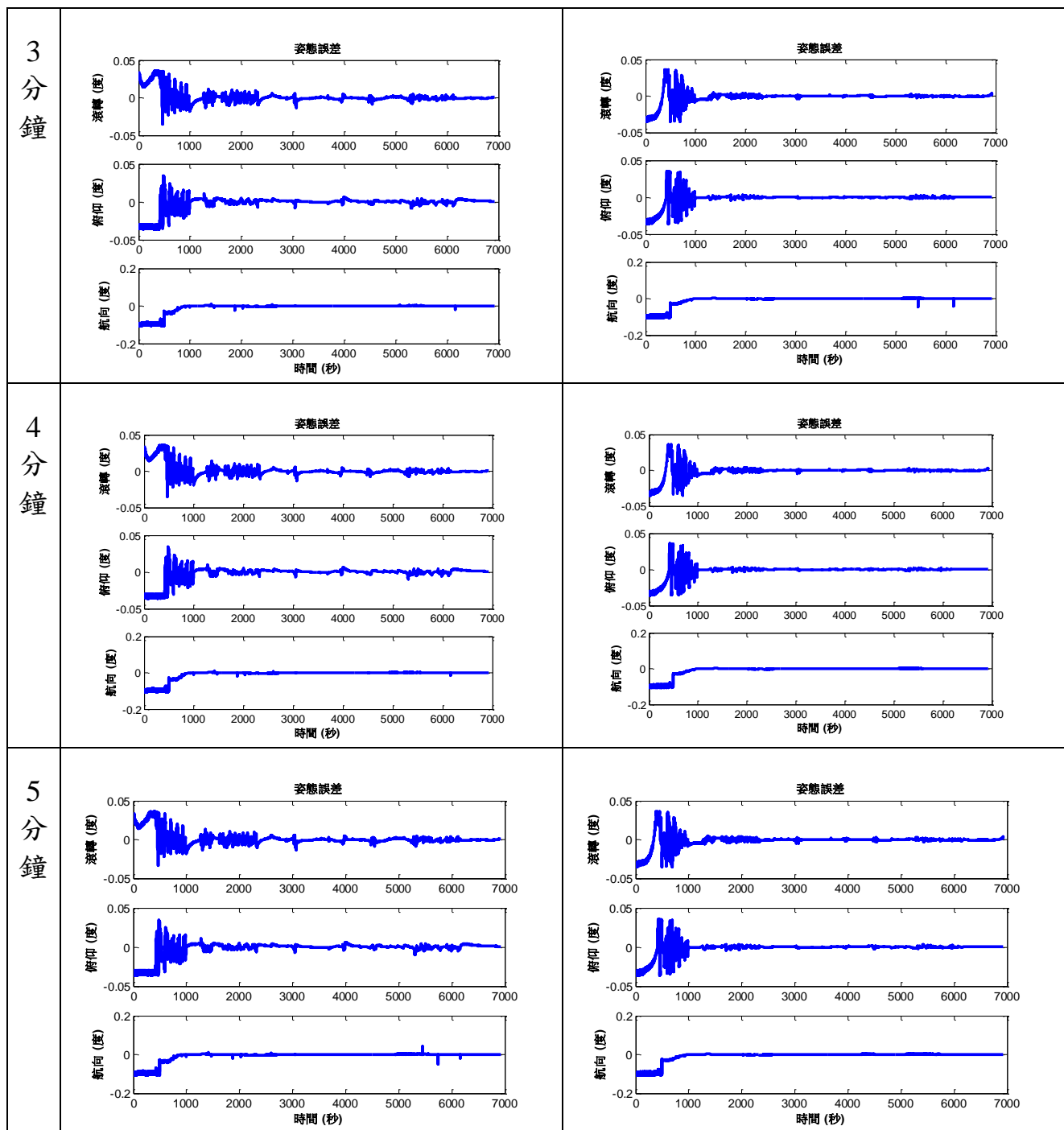


表 3.2 模擬 GNSS 訊號脫落長度 1-5 分鐘姿態誤差





從圖中軌跡結果可以看出，隨著 GNSS 訊號脫落的時間長度增加，對於求解姿態角的精度較無明顯影響，但對於定位解的部分，軌跡誤差越大且越偏離參考軌跡，尤其在脫落時間長達 3 分鐘以上時，軌跡誤差與偏移開始大幅度增加，因此可以得知，隨著 GNSS 訊號脫落時間越長，軌跡誤差越大，且誤差的增加量隨時間長度的增長快速累積，換言之，GNSS 訊號脫落三分鐘的軌跡誤差，遠大於 3 倍 GNSS 訊號脫落 1 分鐘的軌跡誤差。下圖 3.8 至圖 3.10 為比較軌跡位置坐標的導航解與 RTS 平滑解，其在三個方向上隨模擬的 GNSS 訊號脫落時間增加，造成定位的誤差也快速累積。

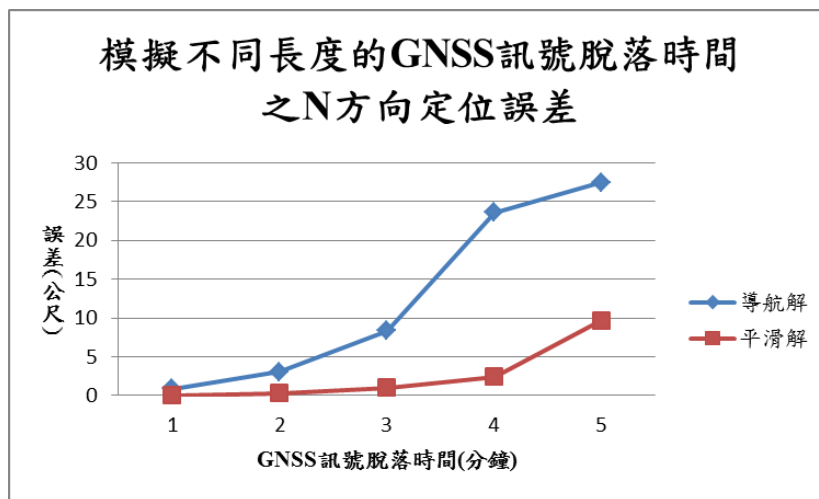


圖 3.8 模擬不同長度 GNSS 訊號脫落的 N 方向定位誤差比較

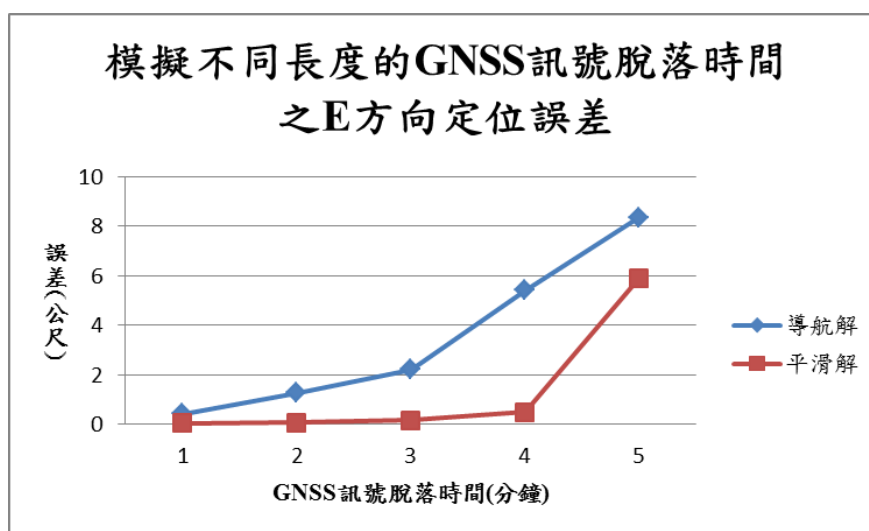


圖 3.9 模擬不同長度 GNSS 訊號脫落的 E 方向定位誤差比較

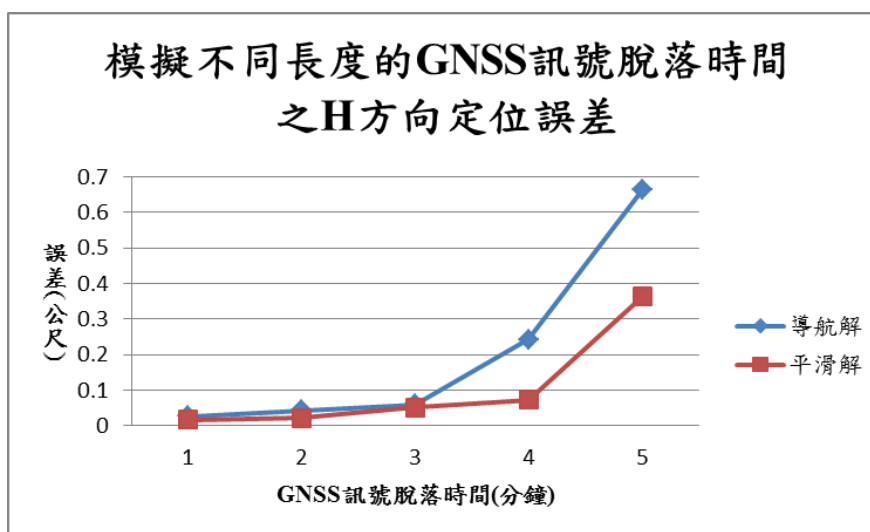


圖 3.10 模擬不同長度 GNSS 訊號脫落的 H 方向定位誤差比較

表 3.3 及表 3.4 則為模擬不同長度的 GNSS 訊號脫落時間，其位置與姿態的導航解與 RTS 平滑解的均方根誤差，位置誤差單位為公尺，姿態誤差單位則為角度。表中也顯示出定位誤差隨 GNSS 訊號脫落時間增加而快速累積之現象。上述定位定向精度與不同長度的 GNSS 訊號脫落時間之關係是基於本系目前所擁有之中階戰術等級慣性測量儀(1 度/小時)所分析而得，就 1 分鐘之無 GNSS 定位定向成果而言，本案所得精度分析成果與原廠類似(原廠手冊載明之定位精度約為 10-30 公分，姿態精度約為 0.02-0.05 度)，此代表本案所使用之自行發展軟體與分析成果正確無誤。若是所使用之慣性測量儀為 POS-AV 所使用之高階戰術等級之 LN200，同樣條件下之定位精度約為 10-30 公分，姿態精度約為 0.01 度，請參照表 2.1；若是所使用之慣性測量儀為前述導航等級，同樣條件下之定位精度約為 1-5 公分，姿態精度約為 0.005 度。

表 3.3 模擬不同 GNSS 訊號脫落時間長度的導航解其定位定向均方根誤差

GNSS 訊號 脫落時間 (分鐘)	即時解均方根誤差					
	北向 (公尺)	東向 (公尺)	高度 (公尺)	滾轉 (度)	俯仰 (度)	航向 (度)
1	0.9109	0.4267	0.0271	0.0078	0.0092	0.0263
2	3.0604	1.2778	0.0430	0.0078	0.0092	0.0263
3	8.3377	2.2202	0.0595	0.0078	0.0092	0.0263
4	23.6271	5.4295	0.2434	0.0078	0.0093	0.0263
5	27.4597	8.3712	0.6627	0.0078	0.0092	0.0264

表 3.4 模擬不同 GNSS 訊號脫落時間長度的 RTS 平滑解其定位定向均方根誤差

GNSS 訊號 脫落時間 (分鐘)	後處理解均方根誤差					
	北向 (公尺)	東向 (公尺)	高度 (公尺)	滾轉 (度)	俯仰 (度)	航向 (度)
1	0.0305	0.0476	0.0173	0.0081	0.0084	0.0264
2	0.3098	0.0854	0.0221	0.0081	0.0083	0.0265
3	1.0178	0.1742	0.0524	0.0081	0.0083	0.0265
4	2.4187	0.5047	0.0727	0.0081	0.0083	0.0264
5	9.7203	5.9158	0.3633	0.0081	0.0083	0.0265

### 3.2 分析慣性測量儀初始化時間對多平台遙測製圖系統之影響

在慣性導航的過程中，透過 IMU 的三個陀螺儀和三個加速度計量測載體運動狀態的觀測值，而陀螺儀和加速度計的輸出分別是 IMU 感測器坐標框架 (body-frame, b-frame) 下三個正交軸的觀測值，INS 利用 IMU 的觀測值可提供導航坐標框架 (navigation-frame, n-frame) 下的導航解 (位置、速度和姿態)。在 n-frame 和 b-frame 存在著一轉換矩陣的關係，通常在運動狀態的載體需要不斷地更新此轉換矩陣，而計算此轉換矩陣初始值的程序稱為初始對準程序 (Alignment)，透過初始對準程序，可以決定慣性導航系統三個坐標軸相對於參考坐標系統的方位，姿態角通常以方向餘弦矩陣 (Direction cosine matrix, DCM) 或是四元素的形式儲存，初始對準可確定方向餘弦矩陣或四元素參數，並定義慣性感測器軸與地理坐標系軸之間的關係。初始對準程序具有兩種基本類型，一種是利用陀螺儀的自我對準，另一種是子系統相對於主基準的對準，不論是哪一種方法，都存在著各種系統誤差和隨機誤差，包含了慣性感測器誤差、由傳輸延遲所引起的數據延遲誤差、觀測訊號的量化誤差、震動效應誤差以及其他無法量化的運動物差等，這些誤差會進而影響慣性導航系統的初始對準精度。

考慮慣性導航系統與真北和當地垂線所定義的當地水平坐標系統初始對準的情況，為了方便分析，假設導航系統相對於地球是靜止不動的，在這種情況下，初始對準程序透過 IMU 中加速度計量測出克服地球引力所需要的比力在三個正交軸方向上的分量，而陀螺儀量測出地球角速率在三個正交軸方向上的分量，分別與重力向量和地球角速率向量有關。由於重力在東向和北向上的分量理論上為零，因此，解算到東向和北向上的加速度計量測值若不為零，則表示了姿態角的觀測值存在著誤差，尤其是當地水平垂線方向。

初始對準程序主要由兩個步驟完成，分別為粗略初始對準 (Coarse Alignment) 及精密初始對準 (Fine Alignment)。粗略初始對準的目的是計算 n-frame 和 b-frame 之間姿態角的近似值，而為了得到方向餘弦矩陣更精確的估計值，需要進行一段時間的精密初始對準，連續細化粗略初始對準所計算的姿態角近似值並以迭代法得到優化的估計值，通常利用卡曼濾波器進行數據處理。

現有定位定向系統於進入動態定位模式之前皆需進行初始化，而定位定向系統之初始化程序始於 GNSS 之初始化，此過程包含鎖定衛星、即時解與送出同步訊號，此過程較短，大約只需花 1~2 分鐘，然而，由於慣性導航系統存在許多複雜的因素，使得初始對準程序既耗時又繁複，因此，在沒有任何輔助措施的情況下，要在長時間內保持導航精度，精確的初始對準程序是相當重要的。初始對準必須先針對導航系統定義的速度和位置進行初始化，之後才可進一步決定初始的姿態角，接下來進入一段約 10~15 分鐘的慣性導航之標準初始對準程序。一旦這關係確認之後，慣性測量導航方程式即可啟動，透過陀螺儀獲得此一初始旋轉矩陣，進入導航即時更新此一旋轉矩陣，將載體加速度計所提供之加速度轉換至導航坐標系統進行重力補償再行積分，如此載體可進入完整的導航模式，如圖 3.11 所示。

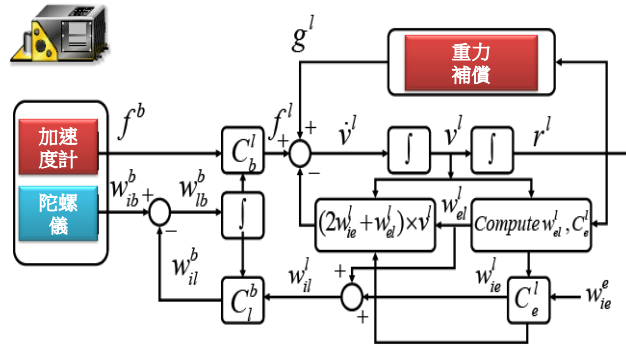


圖 3.11 當地水平坐標系統之導航方程式

在許多動態定位的應用上，慣性導航系統在很短的時間內完成精確初始對準是非常重要的，將短時間的對準程序作為一項主要要求，以便系統快速進入動態定位模式。式 3.1 所示為航向初始對準精度與使用者所在之緯度與慣性測量儀使用的陀螺儀規格之關係圖，圖 3.12 中所示為一套戰術等級慣性測量儀(陀螺飄移 0.1 度/小時)與一套導航等級性測量儀(陀螺飄移 0.01 度/小時)之航向初始對準誤差之比較圖。

三軸姿態中之滾轉與俯仰之初始對準乃透過加速度計偵測重力投影值進行估算，因重力值相當大(9.8 公尺/秒平方)，所以這二個姿態角初始對準精度較高；一套戰術等級慣性測量儀(陀螺飄移 0.1 度/小時)只需五分鐘初始對準時間即可達到 0.1-0.05 度的滾轉與俯仰角精度，而一套導航等級性測量儀(陀螺飄移 0.01 度/小時)在五分鐘初始對準時間即可達到 0.01-0.005 度的滾轉與俯仰角精度。而圖 3.13 所示為初始對準精度與時間及陀螺儀之雜訊影響之關係，對於同一個慣性測量儀而言，越高的初始對準精度要求便需要更長的初始對準時間，且具備更小雜訊的慣性測量儀於同一個初始對準精度要求時需要更少的初始對準時間。

航向的初始對準需要透過慣性測量儀偵測地球自轉速度(15 度/小時)在陀螺儀三軸之分量以決定航向值，故航向初始對準精度會受限於陀螺飄移。如圖 3.12 所示，一套戰術等級慣性測量儀(陀螺飄移 0.1 度/小時)在北緯 23 度地區之航向初始對準精度最高只能達到 0.5~0.6 度，就算擺 24 小時還是不會達到 0.1 度之航向精度，一套導航等級慣性測量儀(陀螺飄移 0.01 度/小時)在北緯 23 度地區之航向初始對準精度在 15 分鐘內能達到 0.02 度之航向精度。

$$\delta A = \frac{b_{w_{xb}}}{w_e \cos \varphi} \quad (3.1)$$

其中， $\delta A$  為航向初始對準誤差

$b_{w_{xb}}$  為陀螺飄移

$w_e$  為地球自轉速度

$\varphi$  為使用者所在之緯度

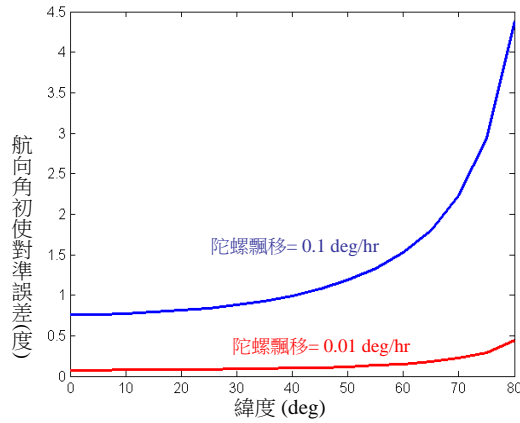


圖 3.12 初始對準精度(縱軸)與緯度(橫軸)與陀螺儀規格之關係(陀螺飄移)

初始對準精度對於即時模式之純慣性導航而言是相當重要，它們影響純慣性模式之即時動態定位定向解甚鉅，但對於移動製圖應用而言，因計算模式皆為後處理且有 GNSS 觀測量搭配特殊運動軌跡輔助可進一步將三軸姿態精度提升至 0.001 度之等級，以符合移動製圖應用之精度需求。若使用要求在即時模式之初始對準程序中達到 0.001 度之航向精度，使用者必須使用陀螺飄移達 0.0001 度/小時之慣性測量儀才能符合需求，然此等級的慣性測量儀屬戰略等級，只供洲際彈道飛彈使用，目前只有少數國家擁有此種等級之慣性測量儀。故對台灣地區使用戰術等級慣性測量儀(陀螺飄移 0.1 度/小時)移動製圖的應用而言，5 分鐘靜態初始對準與 15 分鐘甚或更長時間的靜態初始對準對後處理的移動製圖應用而言不會有太顯著的差異。如前所述，移動製圖應用之姿態精度需求約在 0.005-0.001 度間，此種精度就算是使用導航等級(陀螺飄移 0.01 度/小時)的慣性測量儀進行 24 小時的靜態初始對準也無法達成，但透過後處理模式並搭配動態 GNSS 觀測量可以輕易地提供上述等級之姿態精度供製圖任務之需。

圖 3.13 說明了影響航向初始對準精度的另一項陀螺儀規格，角度隨機遊走 (Angular Random Walk, ARW)。圖中以一個導航等級慣性測量儀為例，說明了在不同精度需求(0.3 與 0.5 度)之下，完成航向初始對準時間與陀螺隨機遊走間之關係。以 ARW 為 0.01 度/ $\sqrt{\text{小時}}$ 之陀螺為例，它需要約五分鐘來達成航向精度符合 0.3 度之靜態初始對準程序。對於相同的航向精度要需求而言，當陀螺儀角度隨機遊走值越小，其所需要的初始對準時間越小，如式 3.2 所示。

$$T_a = \left[ \frac{ARW}{w_e \cos \varphi \delta A} \right]^2 \quad (3.2)$$

其中， $\delta A$  為航向初始對準誤差  
 $w_e$  為地球自轉速度  
 $\varphi$  為使用者所在之緯度。



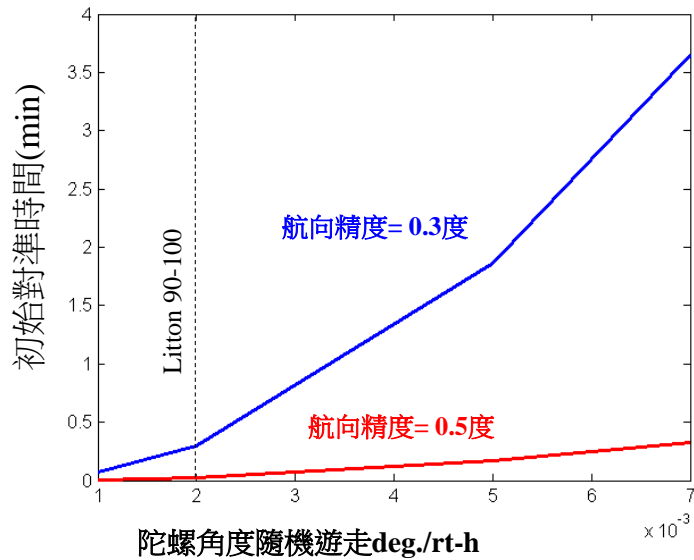


圖 3.13 初始對準精度與時間及陀螺儀雜訊影響之關係(隨機遊走)

故本案透過慣性導航之標準初始對準程序，探討初始對準程序時間對多平台遙測製圖系統精度之影響，其測試示意圖如圖 3.14。

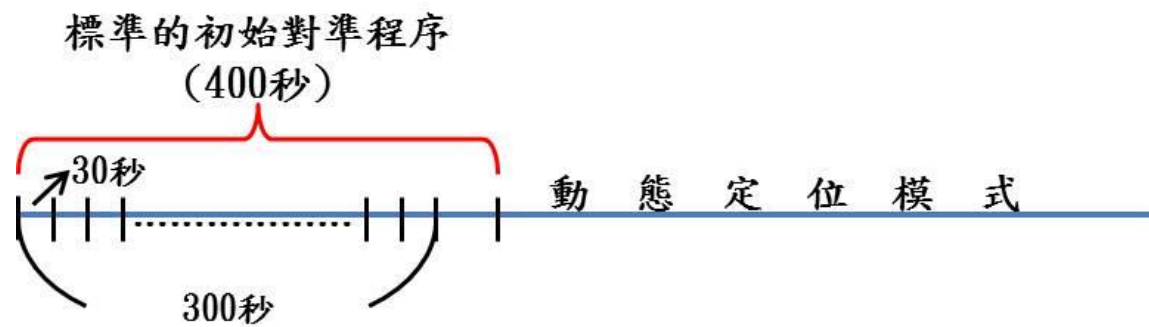
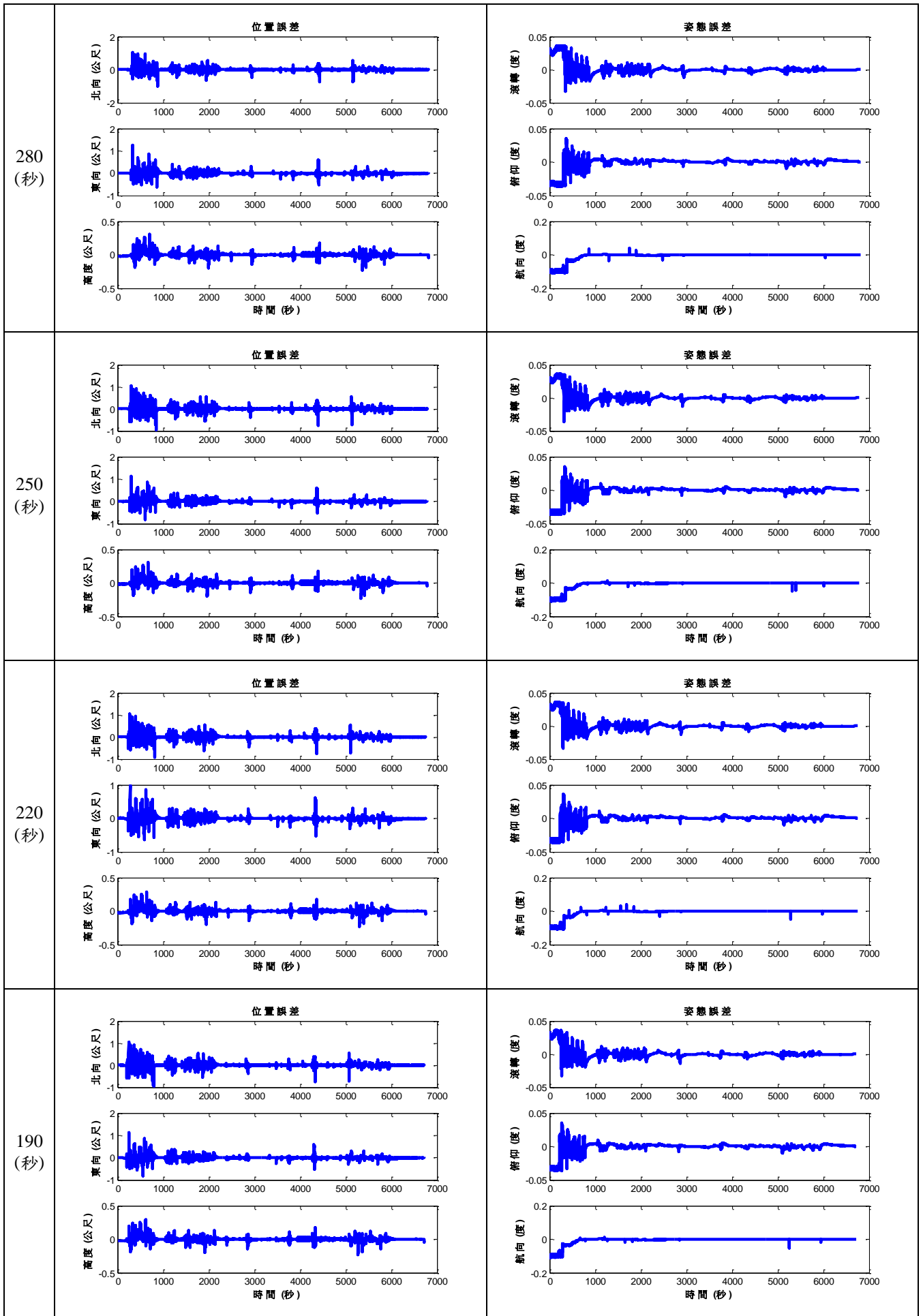


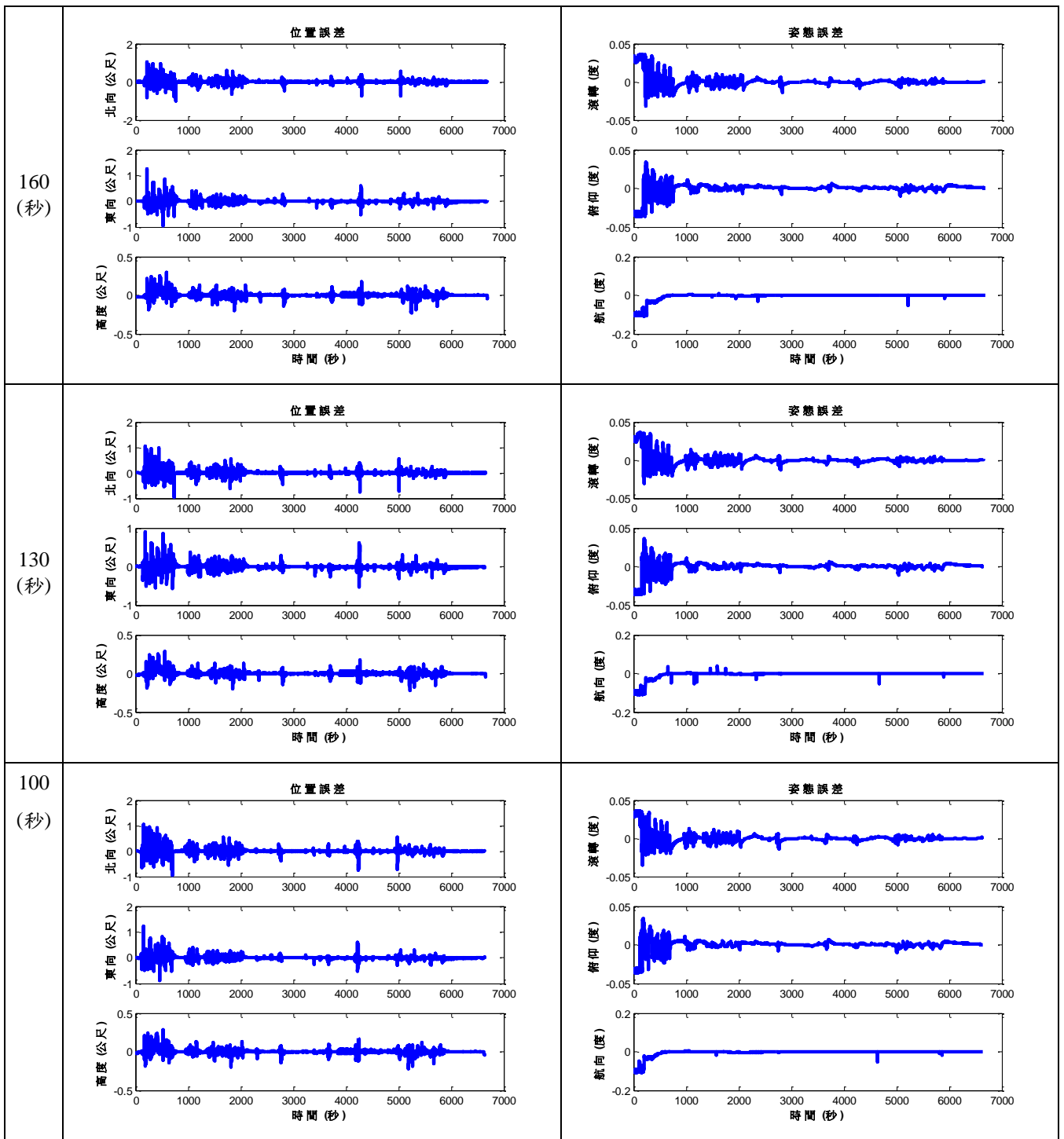
圖 3.14 初始對準程序時間對定位定向精度影響之分析程序

測試資料在進入動態定位模式之前的標準初始對準程序為 400 秒，首先縮短 30 秒使得初始化程序時間為 370 秒，統計其進入導航模式後之定位定向的最大誤差值和均方根值，接著再逐步以 30 秒為單位縮短初始化時間，分別拿 370~100 秒初始化時間和原始測試資料 400 秒初始化時間的定位定向成果做比較和分析，表 3.5 初始對準程序時間對多平台遙測製圖系統精度之影響。

表 3.5 定位定向誤差圖

時間	位置誤差	姿態誤差
370 (秒)	<p>位置誤差</p> <p>北向 (公尺)</p> <p>東向 (公尺)</p> <p>高度 (公尺)</p> <p>時間 (秒)</p>	<p>姿態誤差</p> <p>滾轉 (度)</p> <p>俯仰 (度)</p> <p>航向 (度)</p> <p>時間 (秒)</p>
340 (秒)	<p>位置誤差</p> <p>北向 (公尺)</p> <p>東向 (公尺)</p> <p>高度 (公尺)</p> <p>時間 (秒)</p>	<p>姿態誤差</p> <p>滾轉 (度)</p> <p>俯仰 (度)</p> <p>航向 (度)</p> <p>時間 (秒)</p>
310 (秒)	<p>位置誤差</p> <p>北向 (公尺)</p> <p>東向 (公尺)</p> <p>高度 (公尺)</p> <p>時間 (秒)</p>	<p>姿態誤差</p> <p>滾轉 (度)</p> <p>俯仰 (度)</p> <p>航向 (度)</p> <p>時間 (秒)</p>





將 400~100 秒初始化時間定位定向的成果統整如表 3.6，可以清楚看出當初始化程序時間越來越短時，位置及姿態角的均方根誤差會越來越大。圖 3.15 為姿態角和初始化時間的關係圖，同樣可以看出初始化時間越長且越接近標準程序的時間，定向的精度會越高，其中整體的航向角均方根誤差皆大於滾轉角和俯仰角的均方根誤差，而隨著初始化時間的增加，航向角的精度改善幅度也比較大。定位定向的誤差可能來自陀螺儀的隨機雜訊或加速度計的偏差值，其中陀螺儀輸出訊號的雜訊（角度的隨機游走）會造成初始對準時間的平方根成反比的均方根誤差，所以通常無法精確的初始對準，主要是由於陀螺儀的系統影響，會導致方位的精度變差，因此，為了要實現精確的初始對準，除了要有高精度的陀螺儀外，延長初始對準時間可以延長濾除雜訊的時間並減小雜訊的影

響提高定位定向精度。對於慣性導航系統的應用而言，慣性感測器的指標是由初始對準的精度來決定，對於多平台遙測製圖系統的精度也是有相當程度的影響。

表 3.6 定位定向誤差精度表

初始化時間 (秒)	均方根誤差					
	北向 (公尺)	東向 (公尺)	高度 (公尺)	滾轉 (度)	俯仰 (度)	航向 (度)
400	0.0800	0.0605	0.0294	0.0064	0.0065	0.0171
370	0.0804	0.0609	0.0296	0.0064	0.0069	0.0184
340	0.0803	0.0618	0.0300	0.0068	0.0072	0.0196
310	0.0801	0.0619	0.0301	0.0070	0.0074	0.0207
280	0.0805	0.0622	0.0302	0.0075	0.0077	0.0216
250	0.0807	0.0621	0.0301	0.0074	0.0080	0.0224
220	0.0806	0.0624	0.0300	0.0078	0.0082	0.0234
190	0.0814	0.0628	0.0301	0.0078	0.0086	0.0244
160	0.0812	0.0629	0.0301	0.0078	0.0088	0.0252
130	0.0815	0.0630	0.0302	0.0080	0.0090	0.0259
100	0.0820	0.0642	0.0307	0.0080	0.0092	0.0259

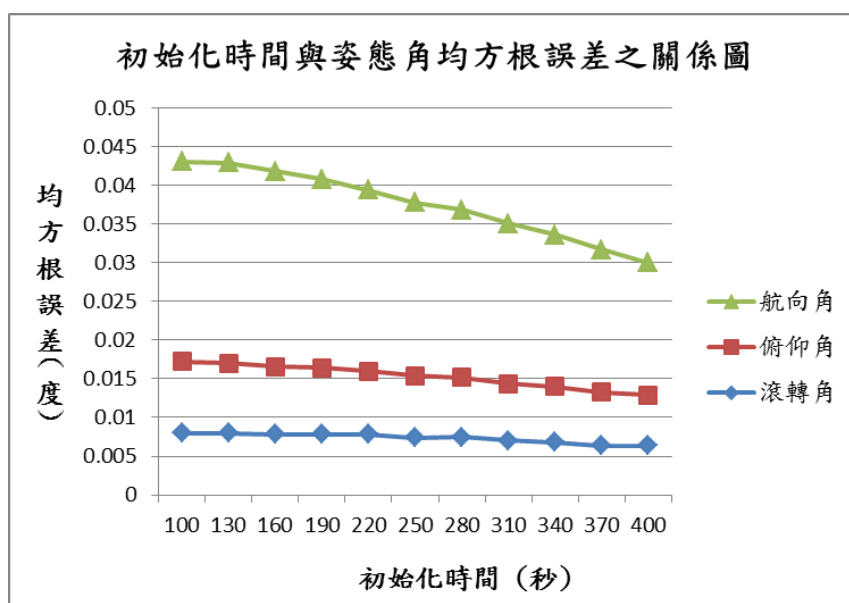


圖 3.15 姿態角和初始化時間的關係圖

### 3.3 研提慣性測量儀快速初始化技術

本案針對初始化程序的時間長度對於直接地理定位之影響進一步實驗與分析，實驗場須為一個透空度高、方便車輛進出，且有部分建物可以被拍攝的場所，因此實驗地點選在成功大學歸仁校區，範圍約為 500 公尺 x 400 公尺，如圖 3.16。為了驗證對直接地理定位精度的影響，在校區西南方角落設置率定場，四周雖然有些建物，但透空度仍可達 50 度以上，適合接收 GNSS 訊號。控制點主要是以建物牆面之十字交線、特徵點或黑色人造標，經控制測量、導線測量、細部測量量測而得知高精度三維控制場，當作率定控制點。

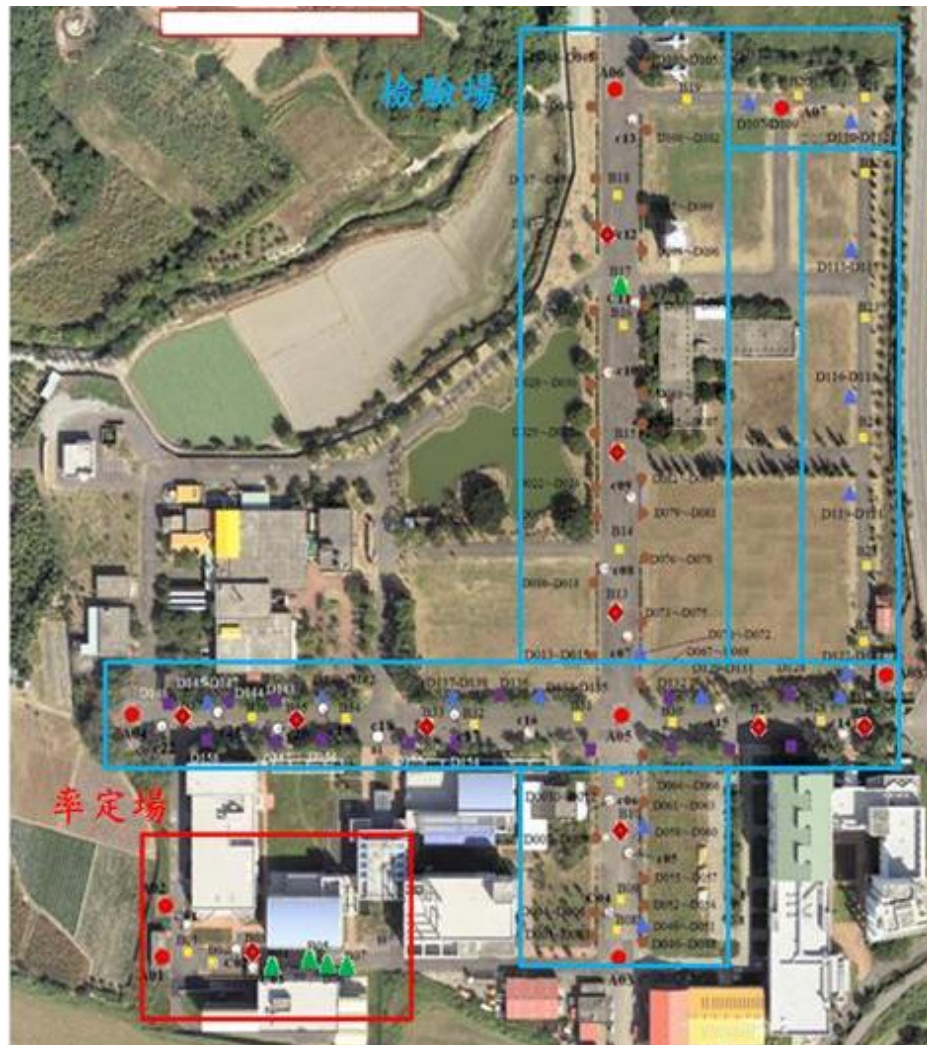


圖 3.16 成功大學歸仁校區實驗場

直接地理定位精度分析量測情形如圖 3.17，圖中左圖為顯示三維物空間量測狀況，黃色點代表各張相片所處之三維位置，紅色點表以之控制點之三維物空間位置，白色點為基於直接地理定位結果前方交會之結果；而右圖則為各張相片量測情形，黃色代表已完成量測的點位，而紅色代表現階段正在進行量測的點位。

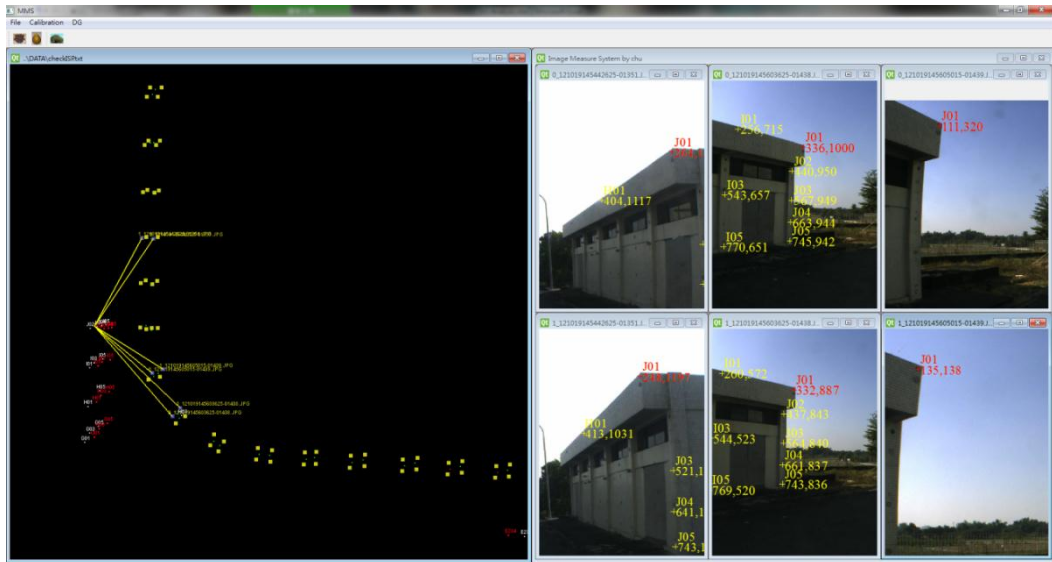


圖 3.17 直接地理定位精度分析模組

實驗目的為測試靜態、動態和混合初始對準之比較，測試初始對準時間總長為 20 分鐘，以 5 分鐘為區間，測試純靜態 20 分鐘、靜態 15 分鐘+動態 5 分鐘、靜態 10 分鐘+動態 10 分鐘、靜態 5 分鐘+動態 15 分鐘、純動態 20 分鐘，分別以 Static 分鐘和 Dynamic 分鐘表示：S20D0、S15D5、S10D10、S5D15、S0D20。於實驗時，當一切前置作業設置完成開始收資料，先於定點靜置 20 分鐘，其資料為後處理靜態初始對準資料，其後載體行駛一特定軌跡 20 分鐘，其間資料為動態初始對準資料，最後行駛控制場與檢核場，以做直接地理定位分析。

國內外商用車載與空載系統進行初始化的程序原則上，依循圖 3.18 之第一種程序，載體先靜止完成傳統初始對準程序後，再搭配飛機盤旋並飛至測區(約 20 分鐘)，或測繪車依照矩形或圓形軌跡繞行約 15 至 20 分鐘以進一步提升航向精度。所以本工作案提出的快速初始對準解決方式乃針對改良實務作業程序著手，不須採購更高等級系統或使用複雜的演算法。目前所有商用軟體視上述三個程序為各自獨立步驟：

- 靜態初始對準
- 動態行為(導航模式)
- 測繪作業

所以欲達成較高的姿態精度就必須付出更長的靜止初始對準時間，而本案所開發的軟體自動將上述動態行為利用 GNSS 訊號輔助執行先進的動態初始對準模式(巡弋飛彈模式)，如此靜態加動態初始對準的模式可以減少靜態初始對準所需之時間約 50%，並提供符合製圖精度需求的姿態訊息，所以本案所提出的作業程序為混合式初始對準加上測繪作業等二個模式。

為達測試項目，於後處理時，將整筆資料前端逐次刪減 5 分鐘，已達靜態 20 分鐘、15 分鐘、10 分鐘、5 分鐘、0 分鐘的測試項目，標準的作業程序是先經過各 20 分鐘的靜態初始化和動態初始化，但在實際的作業程序中，動態初始化是可以併入作業模式一起進行的，其作業程序如圖 3.18 所示，由圖中可看出

當靜態初始化時間減少而動態初始化時間增加，使得後續的作業模式以及整體的作業程序時間都會縮短。

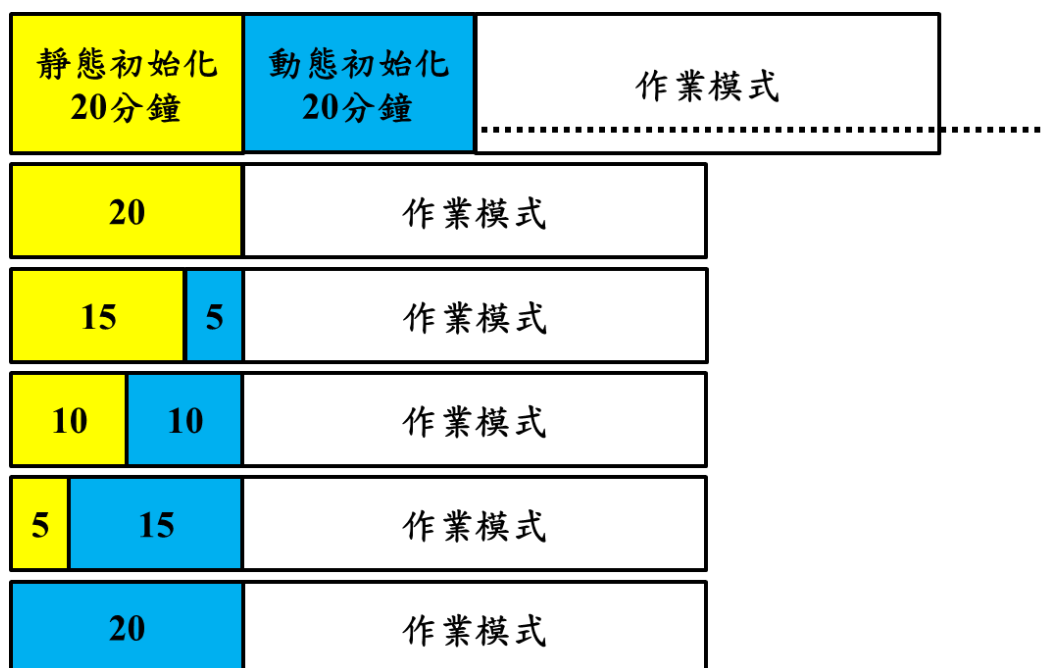


圖 3.18 評估初始化時間之作業程序示意圖

本案針對五組不同初始化時間資料所得之軌跡進行特徵點量測並與地面控制測量所得已知坐標比對之直接地理定位精度分析，將平均值、標準差和均方根誤差統整如表 3.7，從表中可看出，當靜態初始化時間從 20 分鐘縮短為 10 分鐘時，在三維定位的均方根誤差上，並不會有太大的差異，而圖 3.19 為五組不同初始化時間資料對控制點定位量測的誤差，各筆資料間的趨勢都是一致且沒有太大的偏差，因此，透過這次實驗的成果，可以得知當靜態初始化時間減少時，對直接地理定位成果並不會有太大的影響，根據誤差精度表中三維定位的均方根誤差，建議以靜態 5 分鐘+動態移動至測區之時間(約 15-20 分鐘)作為混合式初始化程序的時間，圖 3.20 為本案研提的快速初始方案(下圖)與傳統儀器製造商建議的方案(上圖)，表 3.7 之結果說明透過使用混合式初始對準的快速初始化方案之直接定位成果精度並不會較傳統作業模式差，而整體作業時間可以減少約 30 分鐘。

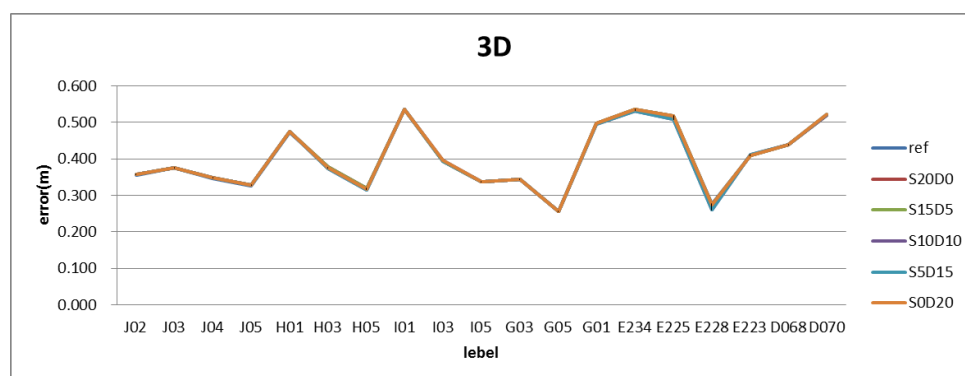


圖 3.19 不同初始化時間對控制點定位量測之誤差



表 3.7 直接地理定位誤差精度表

TWD97 2TM (M)		AVG	STD	RMS
E	ref	0.088	0.080	0.117
	S20D0	0.089	0.079	0.118
	S15D5	0.089	0.079	0.118
	S10D10	0.095	0.076	0.120
	S5D15	0.095	0.076	0.120
	S0D20	0.089	0.079	0.118
N	ref	-0.021	0.253	0.247
	S20D0	-0.021	0.254	0.248
	S15D5	-0.021	0.254	0.248
	S10D10	-0.026	0.251	0.245
	S5D15	-0.026	0.251	0.245
	S0D20	-0.022	0.254	0.248
H	ref	-0.291	0.102	0.307
	S20D0	-0.291	0.102	0.307
	S15D5	-0.291	0.102	0.307
	S10D10	-0.289	0.102	0.306
	S5D15	-0.289	0.102	0.306
	S0D20	-0.291	0.102	0.307
3D	ref	0.305	0.284	0.411
	S20D0	0.305	0.285	0.412
	S15D5	0.305	0.285	0.412
	S10D10	0.305	0.281	0.410
	S5D15	0.305	0.281	0.410
	S0D20	0.305	0.285	0.412

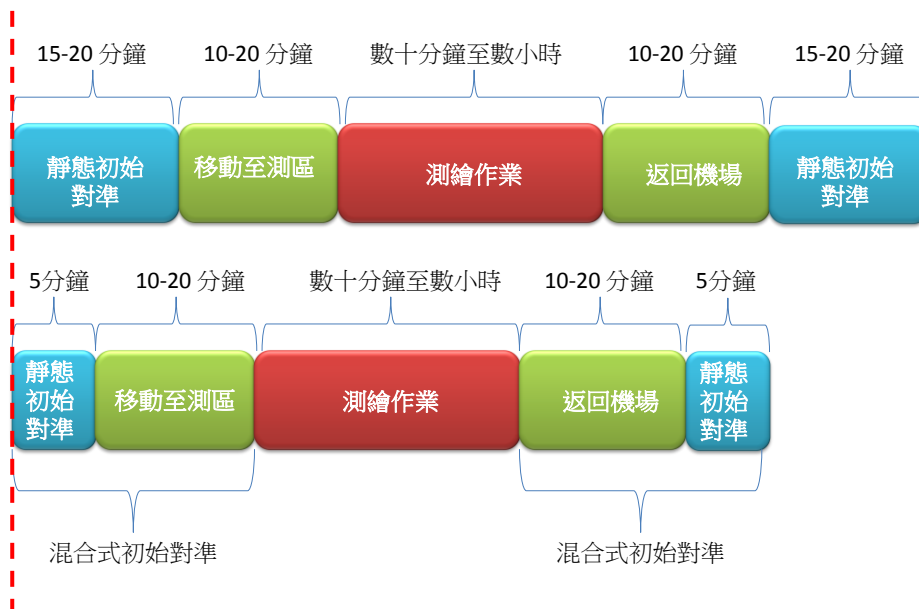


圖 3.20 快速初始化方案與傳統方案之比較圖

### 3.4 研製抗 GNSS 訊號脫落及干擾之定位定向演算法架構

如前所述，目前多數的商用移動遙測製圖系統使用鬆耦合的架構為其多元感測器整合之核心算法，但此類演算法對衛星訊號之遮蔽效應相當敏感，所以近年來緊耦合架構逐漸成為主流，其優點在於最大的優點在於當 GNSS 訊號薄弱時，系統只要能收到一顆衛星的正常訊號，即可進行導航解算。當導航衛星數在四顆以上時，緊耦合與鬆耦合整合架構的定位精度表現差異不大。然當衛星數量少於四顆時，鬆耦合整合架構的定位精度急速地隨間變差，相對的，緊耦合整合架構的定位精度仍維持平穩直至衛星數量減少至零顆。

然而現行商用緊耦合架構之潛在問題之一為 GNSS 訊號於遮蔽效應活躍區域之訊號品質欠佳，儘管 GNSS 衛星接收儀可以勉強收到一顆衛星，但其觀測量品質不佳，如此可以影響定位精度達數十公分，而此類因衛星訊好品質不佳所造成的定位精度損失並無法藉由傳統差分模式或 VRS RTK 的方式移除；同時一旦衛星數量減為 0 時，現有緊耦合架構之定位精度仍會隨時間遞減。故本案發展混合式抗 GNSS 訊號脫落及干擾之定位定向演算法架構，如圖 3.21 所示。該演算法將結合現有鬆緊耦合架構並提出一個混合式架構以發展抗 GNSS 訊號脫落及干擾之定位定向演算法。透過緊耦合架構先產生第一個階段的定位定向解，再將位置、速度與姿態輸入至閉合式鬆耦合架構進行第二階段之最佳定位定向解，如此，該鬆耦合架構將緊耦合架構視為虛擬的 GNSS。

而本案所提出的虛擬 GNSS 概念相對於現有軟體使用的實體 GNSS 而言具備連續不會斷訊與提供姿態更新之優勢，此演算法除了可以有效提供現有商用戰術等級規格之定位定向系統精度外，對於低成本微機電慣性測量儀之應用勢必會有更顯著的協助，如此透過低成本的定位定向系統可以進一步的推廣多平台製圖系統於傳統空間資訊與非空間資訊領域之應用。如前所述，本案所發展之混合式架構將鬆耦合架構做大幅改變，首先利用基於緊耦合架構平滑器產生之解為虛擬的 GNSS 解，作為第二階段鬆耦合平滑器之更新觀測量，接下來完成混合式架構之定位定向解。此種架構之特色在於整合了緊耦合架構對 GNSS 訊號架構較為不敏感之特性與鬆耦合架構解較為平滑之特性，預期此種架構對於車載系統之應用有顯著的效能提升。圖 3.21 為混合式定位定向架構圖，圖 3.22 為混合式定位定向架構圖與傳統緊耦合架構之理論效能比較示意圖。

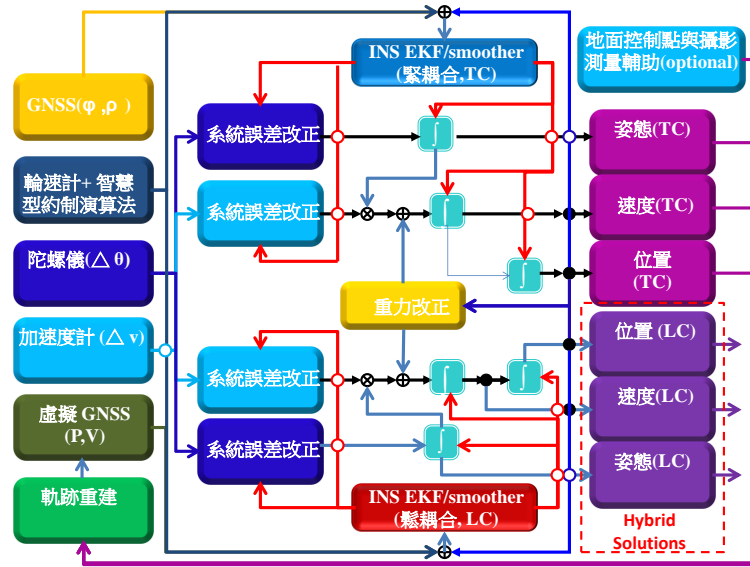


圖 3.21 混合式定位定向架構

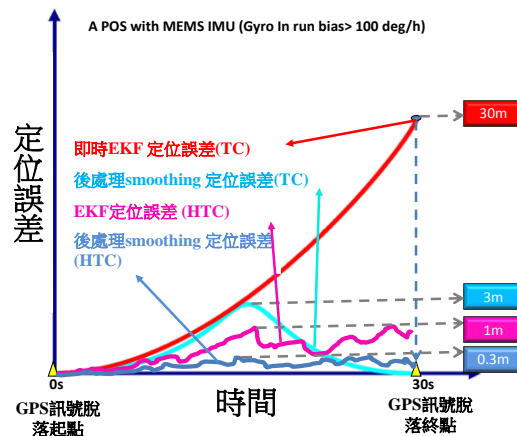


圖 3.22 混合式定位定向架構之理論效能

本案並針對混合式定位定向演算法做測試，其測試區域為台北市內湖區。圖 3.23 為 GNSS 衛星數目及軌跡，本次測試利用緊耦合架構輔以輪速計所計算的平滑解做為參考軌跡，旨在測試無輪速計輔助之鬆耦合(LC)、緊耦合(TC)和混合式(HTC)架構之定位誤差。本次測試所使用的系統為本系擁有的 SPAN- CPT 戰術等級慣性測量儀，圖 3.24 表 3.8 定位誤差分析結果，本案所發展之混合式架構於都市遮蔽率區域之定位精度有明顯的提升，在定位精度方面(均方根誤差，RMS)，混合式架構效益較緊耦合架構提升約 91%，而緊耦合較鬆耦合提升約 60%。

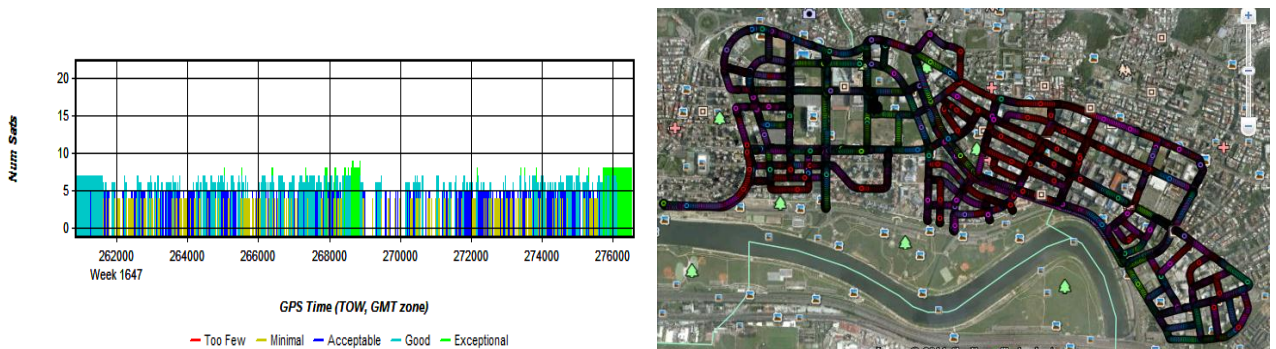


圖 3.23 測試區域之衛星數目分布及測試軌跡

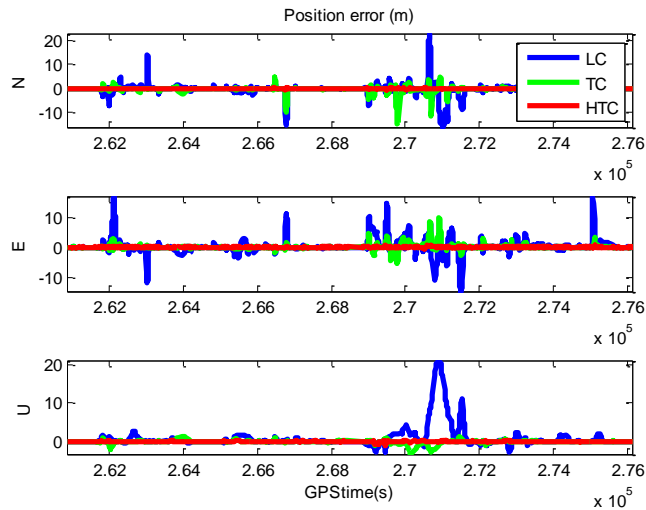


圖 3.24 位置誤差圖

表 3.8 定位誤差表

	AVG			STD			RMS		
	LC	TC	HTC	LC	TC	HTC	LC	TC	HTC
N (m)	-0.264	-0.225	0.002	3.139	1.596	0.085	3.150	1.612	0.085
E (m)	0.366	0.175	0.012	2.991	1.371	0.114	3.013	1.382	0.115
H (m)	0.958	-0.072	-0.007	3.251	0.500	0.118	3.389	0.505	0.118
2D (m)	0.451	0.285	0.012	4.336	2.104	0.143	4.359	2.123	0.143
3D (m)	1.059	0.294	0.014	5.419	2.163	0.185	5.522	2.183	0.186

本案更進一步針對混合式定位定向演算法進行特徵點量測(無控制點近景攝影測量模式)並與地面控制測量所得之參考坐標比較以進行直接地理定位分析，本次實驗針對都市區域(IN THE URBAN)及空曠無遮蔽區域(IN THE OPEN SKY)設置檢核點，圖 3.25 檢核點與軌跡之分佈，圖 3.26 兩者在三方向東-北-天的誤差分佈，左為空曠無遮蔽區域、右為都市高遮蔽率區，其中縱軸為誤差量單位為公尺、橫軸為檢核點點號，而圖 3.27 對應之三維誤差圖，表 3.9 其誤差分析表。由結果可知，混合式架構與其他架構在於無遮蔽區之無控制點快速(>50 公里/小時)移動下之近景攝影測量模式效益並無太大差異，然而其效益於高遮蔽率區有顯著提升，經計算相較於目前商用緊耦合架構有 36% 的提升。



圖 3.25 檢核點與軌跡之分佈

表 3.9 直接地理定位誤差分析表

ERROR	AVG			STD			RMS		
	LC	TC	HTC	LC	TC	HTC	LC	TC	HTC
IN THE OPEN SKY									
N (m)	0.060	0.142	0.122	0.419	0.275	0.345	0.404	0.298	0.351
E (m)	-0.118	-0.148	-0.204	0.247	0.179	0.201	0.263	0.226	0.279
H (m)	-0.025	0.081	0.100	0.307	0.407	0.304	0.294	0.396	0.307
2D (m)	0.374	0.266	0.393	0.319	0.275	0.226	0.482	0.374	0.448
3D (m)	0.447	0.440	0.473	0.361	0.337	0.281	0.564	0.545	0.544
IN THE URBAN									
N (m)	0.584	-0.650	0.101	6.787	2.325	1.344	6.566	2.333	1.299
E (m)	3.470	-0.098	-1.034	4.960	3.946	2.247	5.907	3.803	2.399
H (m)	-4.136	-0.454	-0.454	6.643	1.234	1.038	7.621	1.273	1.098
2D (m)	6.891	3.189	2.046	5.732	3.239	1.873	8.832	4.462	2.729
3D (m)	9.137	3.589	2.365	7.527	3.053	1.815	11.666	4.640	2.941

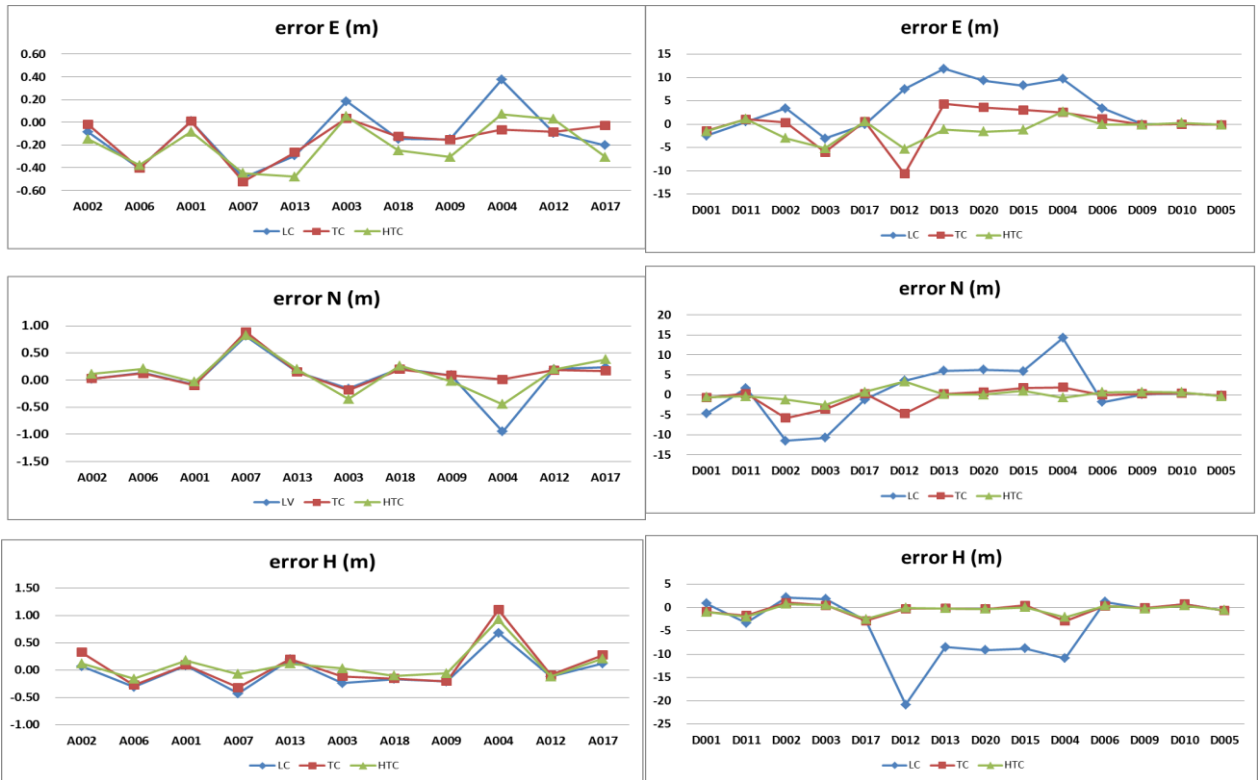


圖 3.26 東-北-天誤差分佈

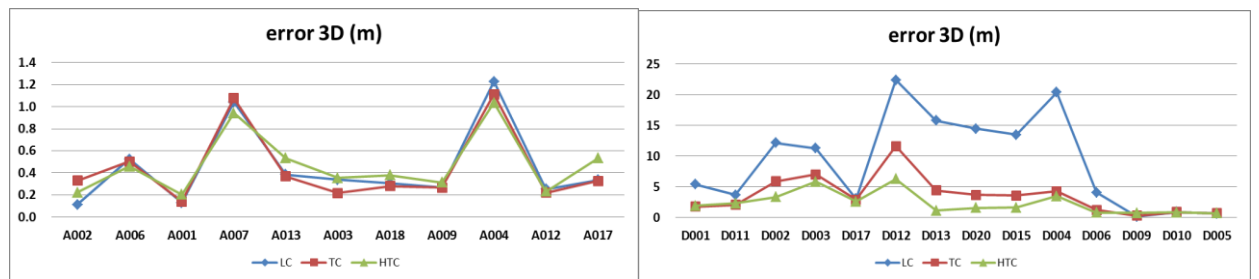


圖 3.27 三維誤差

### 3.5 本章小結

本章就「研製抗 GNSS 訊號脫落及干擾之定位定向系統演算法」工作項目首先透過實測資料探討了 GNSS 訊號脫落長度對定位定向系統之影響，的確，整合式定位定向系統之精度在無 GNSS 環境下是隨時間累計的，故如何妥善處理

GNSS 訊號脫落之影響是相當重要的課題。其次分析了慣性測量儀初始化時間對多平台遙測製圖系統之影響，透過實測資料檢視分析初始化時間與陀螺儀精度及所要求精度之關係，並提出慣性測量儀快速初始化技術，將靜態初始對準時間能縮小至 5 分鐘內，並能提供符合移動製圖所需精度之定位定向解。

同時本案領先全球發展混合式抗 GNSS 訊號脫落及干擾之定位定向演算法架構。該演算法結合現有鬆緊耦合架構並提出一個混合式架構以發展有效克服 GNSS 訊號脫落及干擾之定位定向演算法，就定位精度分析之實測成果顯示該架構能較現有緊耦合架構提升 90% 之定位精度。同時就移動製圖之效益而言，混合式架構與其他架構在於無遮蔽區之無控制點快速(>50 公里/小時)移動近景攝影測量模式效益並無太大差異，然而其效益於高遮蔽率區有顯著提升，經計算相較於目前商用緊耦合架構有 36% 的提升。

## 第四章、 結合內政部 e-GPS 系統，發展新式定位定向演算 架構於應用領域

現有多平台製圖精度要求高，故需要仰賴後處理模式用平滑器以提供高精度定位定向解，而目前商用定位定向系統中都強調提供支援即時 RTK 或 VRS-RTK 之功能，但此種功能無論使用緊耦合或鬆耦合架構都因使用 EKF 為即時定位定向演算法核心，所以其精度應受限於 GNSS 訊號品質之影響甚鉅，而現有的後處理平滑器定位定向精度於 GNSS 訊號遮蔽區域將較強調支援 RTK 或 VRS-RTK 之即時定位定向解之成果提升近 60%~80%。

目前多平台測製圖技術使用後處理的平滑器符合高精度之需求，即時的 VRS 與 e-GPS 定位技術雖可以提供約 5~10 公分等級精度的動態軌跡，但在 GNSS 訊號脫落期間，定位定向系統的精度遞減程度約為後處理平滑器定位定向解的 10 倍。故對多平台製圖應用而言，目前尚無急迫使用 VRS 與 e-GPS 動態定位技術之需求，故本章首先收集虛擬主站 RTK 技術於移動製圖領域應用之文獻。

目前所有的多元感測器整合定位定向演算法都是仰賴傳統一對一或多對一實體主站與移動站搭配的方式進行差分計算，但此種傳統差分模式的缺點是基線的距離，國內相關業者的作業經驗顯示，絕大部分商用系統所使用的 GNSS 動態軌跡計算軟體皆使用 Waypoint 之 Grafnav，在計算過程中雖然可支援使用者輸入多主站之資料進行差分，但實際計算過程中是以選擇離載體最近的主站進行單主站差分計算，而一般作業時使用的主站基線長大約為 20 至 30 公里。以如此之基線長度，在差分過程中需因航高之故就必須考量對流層效應之補償(以空載系統為例)，若單純依賴簡單差分模式補償，對流層的空間相關性隨平面距離與高度遞減效應當導致差分解之誤差增大，所以本章就主站系統誤差之空間相關性對動態差分定位精度之影響進行討論。有鑑於於多平台製圖技術日趨成熟，本章亦規劃試作地區，搭配車載與個人攜行系統評估新式定位定向演算架構推展於地籍測量之可行性。

### 4.1 虛擬主站 RTK 技術於移動製圖領域應用之文獻回顧

GPS 在經過這幾十年的發展中，其定位技術已經非常成熟，在人們在追求更高精度以及更快速的情況中，發展出了即時動態衛星定位 (RTK)，而在 RTK 經歷長期的發展之下，以及歷經了各方各界的實驗驗證，證明 RTK 是可以進行即時、高精度的測量，一般而言，在短基線的狀況下，單一參考站的 RTK(6-10km) 可以達到公分級的定位精度(楊名及余致義，1997)。

其後來發展的虛擬參考站技術(VRS) 結合了衛星定位技術、行動式數據傳輸技術、網際網路通訊技術、資料儲存技術；利用長時間連續觀測的衛星定位基準站，以固定站、靜態觀測的方式來進行連續觀測，以建立衛星定位基準網長期的連續觀測資料，並經過嚴密、嚴謹的基線及網型解算，產生出的虛擬參考站(Wanninger, 2002)，並利用行動式通訊設備傳送給使用者，進而達到單機作業而可以得到公分級的定位精度。

作業上減少了人力成本、作業時間成本，使用者不必像傳統單主站 RTK 需要另外架設參考站，並且，VRS-RTK 虛擬站的涵蓋作業範圍較傳統單主站 RTK 的含蓋作業範圍大上許多，並且各區域內精度較為均勻，如圖 4.1 及表 4.1 所示。

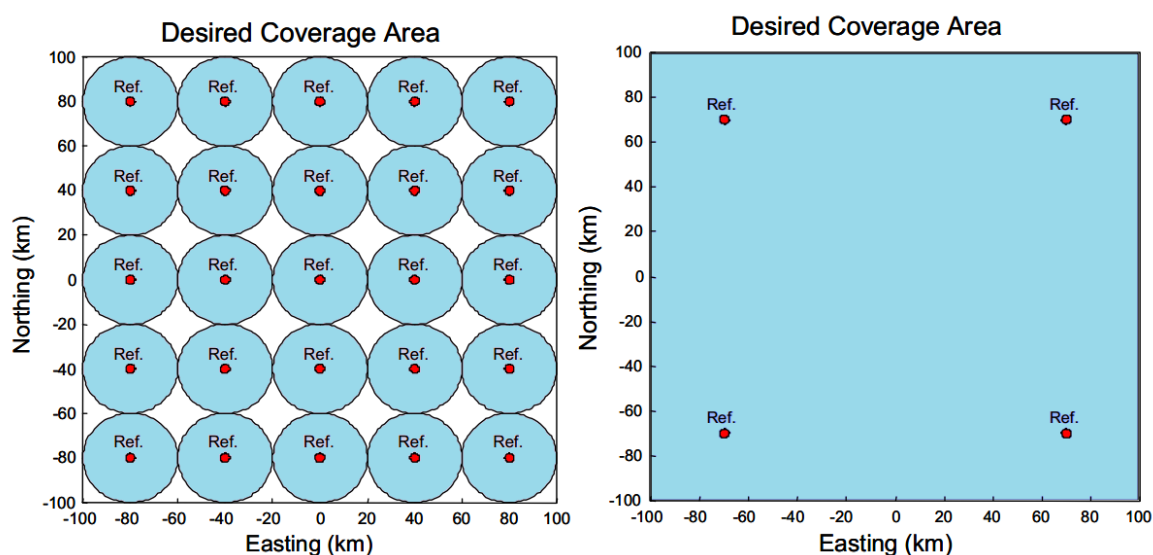


圖 4.1 傳統單一參考站以及多參考站 RTK 作業範圍覆蓋比較圖  
(Lachapelle et al., 2000)

然而現有的 VRS 與 e-GPS 技術應用在高速動態的移動製圖平台而言易受現有通訊技術的影響而斷訊，當載體速度超過時速 70 公里時其連線效果就變差導致斷訊。VRS 與 e-GPS 技術之定位精度與連續度除了取決於 GNSS 主站之密度外，同時亦與通訊傳輸主站，如手機服務業者的基地台密度有關(江凱偉等人，2011)。故以台灣地區而言，都市地區因為手機業者之基地台分布密度高，以通訊之角度而言，適合 VRS 與 e-GPS 技術之動態定位應用，但都市地區 GNSS 訊號遮蔽嚴重，尤其是精密定位定向系統一般都使用雙頻大地等級 GNSS 接收儀，此等級的接收儀對於反射訊號相當敏感，所以在高樓大廈密布的都市叢林，即時的 VRS 與 e-GPS 之技術定位對需要動態定位之移動製圖技術之應用是英雄無用武之地，而郊區如高速公路此種定位模式亦受高速運動而產生通訊失聯之狀況，更遑論空載系統之應用。故目前常用的 VRS 與 e-GPS 即時技術定位對多平台製圖應用而言是具備相當技術門檻的。

現有的 VRS 與 e-GPS 技術雖已普遍應用在低動態高精度之動態定位與測量之應用，但對於高速動態的移動製圖平台而言，VRS 與 e-GPS 技術面臨之挑戰包含通訊距離、載體運動狀態、作業環境、成本等與多平台製圖應用不需即時定位等限制(江凱偉等人，2011)。



表 4.1 比較 VRS-RTK 與 單一主站 RTK 的差異

	VRS-RTK	單一主站 RTK
優點	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 可擴大有效作業範圍，提高定位精度及可靠度。</li> <li>■ 測量誤差及初始化時間不因距離增長而增加。</li> <li>■ 使用者無須架設區域性主站。</li> <li>■ 單人單機即可作業。</li> <li>■ 可縮短作業時間，增加產能，降低作業成本。</li> <li>■ 所有使用者皆在同一框架下進行即時定位。</li> <li>■ 可提供全面性的定位成果品質監控。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 有效距離 6-10km。</li> <li>■ 測量誤差隨著距離增長而增加。</li> <li>■ 需自行架設主站。</li> <li>■ 無法單人單機作業。</li> <li>■ 品質隨著參考站距離而不同。</li> </ul>

VRS 後處理，確實能使動態後處理定位達到公分級的精度，其最大的重點是在於虛擬站與移動站之間的距離，若是距離為短基線的距離（6-10km），則可以達到公分級的精度，若基線是中距離（<50km），因為 VRS 與移動站之間的觀測量中，系統誤差的空間相關性驟降，因此單純利用差分的方式並沒有辦法有效的消除其系統誤差，而即時動態定位演算法透過卡曼濾波技術對二次差電離層以及週波未定值，也可以達到公分級的精度（楊名及唐進賢，2000），但是隨著基線的距離增長，整數週波未定值求解的收斂時間也就跟著增長。

在國外有相關研究顯示，高動態載具利用 VRS 後處理的方式，若能使移動站與 VRS 的距離保持在 10km 以下，直接利用差分的方式，使定位精度保持在公分級（Wanninger, 2002）。若是移動載具移動的距離範圍較小(<10km)時，則 VRS 在位置不變的狀況下即可達到公分級精度（Wanninger, 2002），其效果跟在附近架設一固定站，有相同的效果；若是移動載具移動的距離範圍較大(>10km)時，則 VRS 隨著移動站移動，將會有較好的精度成果，且其成果一樣保持在公分級之內(Wanninger, 2002)。在後處理方面，面對的重點則應該著重於 VRS 移動站的挑選及產生，VRS 與移動站之間的距離，直接影響了定位精度的成果。

加拿大 Applanix 於 2008 年推出 Smart base 技術，透過後處理模式下載基站所有觀測資料，並於該公司定位定向軟體 POSpac MMS 中引入後處理版本的 VRS 技術(Hutton et. Al., 2008)，如圖 4.2 所示。其概念為透過軟體自動下載移動站作業軌跡附近的 IGS 觀測站所提供之觀測量，藉此實現透過既有主站進行後處理 VRS 輔助精密定位定向技術。如此載體離最近主站之距離限制可以由傳統差分模式的 20 公里擴充之 100 公里，而仍然可以維持 10~15 公分的定位精度。

然而該軟體在台灣僅能自動下載 2 個主站之資料，如此對於台灣地區之後處理 VRS 的精密定位定向技術之應用是不夠的。換言之，目前無其他商用軟體可以提供完整的後處理 VRS 的精密定位定向技術。故若可以妥善利用內政部國土測繪中心的 e-GPS 服務，並以類似 smartbase 之概念發展適用於後處理的 VRS

輔助之定位定向演算法，無論車載或空載製圖應用而言，隨時都有一個短基線的主站可以使用故其效能可以符合日漸蓬勃多平台製圖應用之高精度需求。如此可以有效克服傳統一對一差分模式中因主站與移動站之基線增加，而導致定位定向精度遞減之現象，同時此種作業模式可以省去架設地面主站之人力與作業成本。

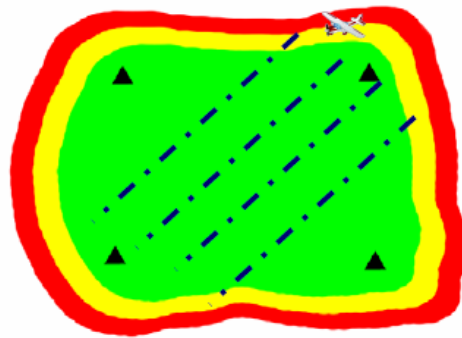


圖 4.2 Applanix 提出的後處理 VRS 技術-Smartbase (Hutton et. al., 2008)

#### 4.2 分析主站空間相關性對現有後處理差分動態定位定向演算法之限制

如前所述，目前所有的多元感測器整合定位定向演算法都是仰賴傳統一對一或多對一實體主站與移動站搭配的方式進行差分計算，但若要求業者將主站移動站之平均基線距離減少至 10 公里以提升定位精確度，將大幅增加作業成本。所以本節將利用現有之 e-GPS 衛星基準站分析空間相關性對現有後處理差分動態定位定向演算法之限制。本節敘述內容會先簡介後處理差分動態定位定向演算法與空間相關性之基礎概念，再利用現有的 e-GPS 衛星基準站進行實驗，利用 e-GPS 衛星基準站所提供的資料，討論空間相關性對現有後處理差分動態定位定向演算法所造成的影響。

差分 GNSS 的概念就是：使用者端 GNSS 接收機鄰近的地區設置一個已知精確度坐標的差分參考站，參考站的接收機能和使用者的接收機同時接收 GPS 之導航資訊；此參考站將測得的位置或距離資料與已知的真實位置、距離資料進行比較，確定誤差並計算出修正值，然後將這些修正資訊傳播給使用者，用以改正 GNSS 使用者的定位結果。而 GNSS 的定位精確度受到眾多誤差因素影響，可以大致分為兩類：第一類誤差為衛星時錶誤差、星曆誤差、電離層誤差、對流層誤差，第二類誤差為用戶接收機內部雜訊、通道延遲、多路徑效應等。利用差分技術，無法消除第二類誤差，但可以消除大部分的第一類誤差，因此，在參考站周圍的 GNSS 用戶，通過接收差分修正量用以改正自己的誤差，可以提高定位精確度，但是此修正量僅限於一定範圍內的使用者，隨著參考站和使用者的距離越來越遠，後處理差分動態定位定向演算法之定位結果會因空間中所受到的誤差源影響不盡相同而造成精確度越來越不理想，因此下一節所要介紹的空間相關性可用來表示差分修正量與距離之間的關係。

## 4.2.1 空間相關性

在此可將與 GNSS 相關之後處理差分動態定位的誤差來源可分為兩類：空間相關誤差和非空間相關誤差。空間相關誤差是為用戶和參考站之間的距離有關，包括星曆誤差、對流層延遲和電離層延遲等，而非空間相關誤差包括多路徑效應、接收機時錶誤差等。我們在使用後處理差分動態定位定向演算法時，能夠提升使用者的定位精確度，是假設使用者和參考站距離不遠，所以衛星訊號在空間中傳播的路徑可被視為相同的，故誤差可被直接排除。但是隨著用戶到參考站距離的增大，差分修正量會因為環境的不同，而造成使用者進行差分定位後精確度隨之下降。

空間相關性指的就是，鄰近的地點會具有類似的特性。例如，土壤類型，海拔，植被和氣溫是會因為在鄰近的空間中而產生類似的結果，所以我們可以將這些因素一起聯繫起來，換句話說，如果去比較兩個相距較遠的位置，那麼他們在環境上造成的影響就會比較不同，空間相關性就會較低。假如應用在差分動態定位定向演算法，我們則能分析修正量在不同空間中所造成的影響，可做為判斷不理想之修正量的指標。

造成空間相關性減弱的因素有三種：一、未補償掉的星曆誤差：廣播的星曆會含有衛星位置誤差，此誤差會使分散在各處的用戶和參考站的接收機產生誤差。二、對流層延遲：雖然對流層延遲相對電離層延遲來說穩定許多，但是地區性的溫度和濕度變化差異還是很顯著的。三、電離層的空間不規則性：不同地區電離層的電子密度不同，有可能造成小區域內電離層誤差卻相差甚遠的情形，再加上電離層不可預測的特性，電離層誤差目前為最能判別空間相關性之指標。由於目前廣播星曆之軌道參數較為精確，目前廣播星曆誤差與真實衛星位置皆在 2 公尺左右 (Bingley, 2003)，假如使用者與參考站之間相對位置在 100 公里內的話，由星曆誤差之空間相關性引起最大的測距殘差分誤差將小於 10 公分 (Monteiro et al., 2005)，此值甚小，故在本節不討論星曆誤差在空間相關性上造成的影響。接下來將分別就對流層以及電離層之空間相關性進行探討。

### ■ 對流層及其影響

對流層延遲一般泛指除電離層外之大氣對電磁波所造成的折射。非電離層大氣包括對流層和平流層，大約是大氣層中從地表向上 60 公里的部分。由於折射的 80% 發生在對流層，所以通常叫做對流層折射。對流層對 GNSS 電磁波產生的是非色散性折射，傳播速度較慢造成時間上的延遲就會被視為傳播路徑的增加，隨著高度的降低，大氣密度的增加，延遲會逐漸增大。對於一個在海平面上的中緯度觀測站，其在仰角 90 度方向(也就是天頂方向)延遲大約為 2 至 3 公尺，在 5 度仰角方向大約為 25 公尺。對流層大氣折射率是與大氣壓、溫度，以及水氣有關的，而這些參數是隨高度、時間和地點不同而變化的。對流層延遲的 90% 是大氣中乾的大氣成分折射影響引起的，稱為乾分量；剩餘 10% 是由水蒸氣而引起的，稱為濕分量。由於大氣層中的水汽分佈無論在時間上還是在空間上都是多變的，其折射誤差很難準確預測，因此濕分量的影響制約著大氣折射改正精確度的提高，成為限制對流層延遲改正精確度的主要因素。

為了減弱對流層誤差在空間上的影響，在此採用對流層之誤差模組加以改正，本案使用的對流層模組為 Saastamoinen 模組(Saastamoinen, 1973)，接著利用參考站的經緯度與 Black Eisner 對流層映射方程式進而計算出對流層誤差(Black, 1978)。

## ■ 電離層及其影響

地球上空距離地表高度在 60 到 1000 公里之間的大氣層我們稱之為電離層。電離層之氣體分子由於受到太陽等天體的各種射線輻射，形成了大量的自由電子。當 GNSS 信號通過電離層時，如同其他電磁波一樣，GNSS 訊號會因帶電的粒子而產生彎曲的路徑，訊號速度也會發生變化。對於 GNSS 虛擬距離電碼觀測值以及載波相位觀測值而言，電離層延遲影響是不同的。如果分析其造成的信號傳播方向等效距離誤差，對虛擬距離電碼的觀測值是群延遲，對相位觀測值則是相位超前，即其引起的誤差大小相等，但符號相反。電離層延遲的大小與信號傳播路徑上的電子含量、信號頻率以及衛星高度角的大小有關，主要的影響因素是地磁場和太陽活動，所以電離層延遲會和觀測站的地理位置以及觀測時間有關。對於 GPS 信號來說，這種電離層修正值在仰角 90 度方向(也就是天頂方向)最大可達 50 公尺，在接近地平方向時(仰角低於 20 度時)可達 150 公尺，因此必須仔細加以改正，否則會嚴重損害觀測值的精確度。電子密度物理特性的複雜性造成了電離層延遲估計的複雜性，但由於電離層延遲與頻率和空間有關，還是有許多方法可以進行消除或削弱的。如要減弱電離層影響，可行的辦法有兩種：

1. 採用電離層模型改正。對於 GNSS 單頻接收機，為了減弱電離層影響，一般採用 KLOBUCHAR 電離層模型加以改正。這種模型是把白天的電離層延遲看成是餘弦波的函數，而把晚上的電離層延遲看成是一個常數。但現實當中，由於影響電離層折射的因數很多，無法建立一個可以反映真實情形的數學模型，所以它基本上是一種經驗估算公式。因為全球統一採用一組係數，所以這種模型只能大體上反映全球的平均狀況，與各地的實際情況必然會有一定的差異。實測資料表明，用目前的改正模型大體上可消除電離層折射的 60% 左右。(Klobuchar, 1986)
2. 利用雙頻接收機觀測。雙頻 GNSS 接收機可以同時接收兩種不同頻率上的偽距電碼以及相位觀測量，如同前段所述，在相同路徑不同頻率的電磁波中，只有在穿過電離層的過程會產生不同的延遲量，故可以利用雙頻資訊求出準確的電離層修正資訊而不需仰賴電離層模型。

本案因各 e-GPS 衛星基準站皆配有雙頻的接收機，故使用第二種方法，利用實測之電離層誤差來分析電離層誤差的空間相關性(Chao, 1997)。需要注意的是如果使用雙頻電碼觀測量來計算電離層誤差的話，其計算結果還有包括多路徑效應、觀測雜訊等許多其它系統誤差影響，而這些誤差在電碼觀測量上影響較大，而利用載波相位觀測量受上述系統誤差影響就小得多，約為電碼的 1%。研究表明，雙頻偽距改正後的電離層殘差為公分級，能適用於大多數定位導航應用。但對於精密動態定位定向(誤差小於 10 公分)而言，就需要使用載波相位觀測量。但由於存在週波未定值，無法確定相位電離層延遲的絕對值，故本案

所使用之電離層觀測量會先經過平滑的處理，用載波相位計算的電離層延遲相對變化量對電碼估算的電離層延遲進行濾波平滑，可以取得濾去大部分系統雜訊的電離層延遲絕對值 (Tao et al., 2011)。

## 4.2.2 實驗數據

### ■ 實驗設置

本案選用內政部國土測繪中心所設置之 e-GPS 衛星基準站來進行空間相關性之分析，接收資料的時間為 2012/03/05，選用了新店、竹崎、成功、高峰以及瑪家等 5 個 e-GPS 衛星基準站做為能提供後處理差分定位之參考站；而使用者則是利用枋寮 e-GPS 衛星基準站。在此選的 6 個 e-GPS 衛星基準站皆為使用 Trimble NetRS 之雙頻接收機，同時接收 GPS 衛星訊號，再將一整天的觀測量用 RINEX (Receiver Independent Exchange Format) 的資料格式儲存並傳送到國立成功大學，由後處理的方法進行演算，估算各參考站針對使用者之空間相關性，演算之結果將分別針對對流層誤差以及電離層誤差分別進行討論。

本實驗之各參考站主要使用 2 種衛星資訊：

1. 測距觀測量(range data)：包含虛擬距離、載波相位、都卜勒頻率(Doppler frequency)、衛星的訊號強度等，更新頻率為 1 秒。
2. 精確型星曆(ephemeris)：包含克卜勒(Keplerian)軌道參數、衛星時鐘修正參數、軌道修正參數與雙頻訊號於衛星內部的群延遲(Timing Group Delay, TGD)等。

參考站及使用者位置分佈圖如圖 4.3 所示，分別分布在台灣北部、西部、南部、東部以及中部，如圖中紅色的三角形所示，而使用者選在所有參考站的最南端，如圖中綠色的方形所示。而表 4.2 列出各參考站與使用者之 WGS84 精確位置，表 4.3 則列出了每個參考站與使用者之間的相對關係，藉由其他參考站和使用者距離越來越遠藉此分析其空間相關性的結果。

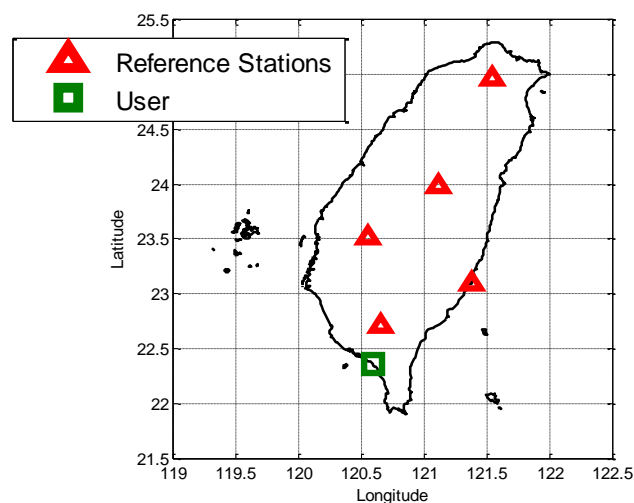


圖 4.3 e-GPS 衛星基準站與使用者之分布圖

表 4.2 各 e-GPS 衛星基準站與使用者之精確位置

	<b>ECEF-X (m)</b>	<b>ECEF-Y (m)</b>	<b>ECEF-Z (m)</b>
新店(N)	-3026623.8630	4930812.6060	2675764.6490
竹崎(W)	-2974175.6450	5039606.4510	2529050.7060
瑪家(S)	-3001266.9230	5064358.7300	2446967.1480
成功(E)	-3056055.6000	5011630.3230	2486770.0310
高峰(M)	-3013835.4600	4992843.3690	2577671.9710
枋寮(User)	-3003414.7920	5079792.1640	2411880.9070

表 4.3 各 e-GPS 衛星基準站與使用者之相對位置關係

	<b>海平面高度(m)</b>	<b>與使用者之三維距離 (km)</b>
新店(N)	55.0550	303.9213
竹崎(W)	150.9300	127.2736
瑪家(S)	211.7800	38.3907
成功(E)	77.1880	114.1292
高峰(M)	1584.8000	187.4976
枋寮(User)	41.6500	0

### ■ 衛星仰角分析

因使用者與參考站位於不同的位置，由於環境的影響，每台接收機能收到的衛星個數會有些許差異，如果要針對使用者的每一顆可視衛星提供修正量的話，第一步則是要找出與參考站的共視衛星(common view satellite)，即是參考站與使用者都能接收到該衛星之訊號時，才能進行演算，並提供修正量。第二步則是針對選定的共視衛星去設定在接收衛星資訊時之截止仰角(elevation mask angle)。設定此仰角的原因為，低仰角衛星的傳送路徑較接近地表，在傳送的過程當中，訊號較容易被其他無效通訊的設備或是建築物干擾，影響訊號之品質以及衛星訊號擷取和追蹤的連續性，並造成較大的誤差。故必須將截止仰角以下之衛星資訊直接刪除，排除掉由於低仰角衛星所造成的誤差，能提升定位之精確度，並能提升定位結果之穩定性，同時也能降低系統之演算量。但如果排除掉過多的可視衛星，使用者之定位結果又會因為衛星顆數不足或是幾何分布不佳而使得定位精確度降低，所以針對截止仰角之分析，必須觀察使用者所在之環境，再進行分析並設定適用於此環境之截止仰角，低於此仰角之衛星資訊都不要接收。針對此原因，在此利用使用者去分析此資料中一整天之衛星仰角，並訂出建議之截止仰角。

圖 4.4 為使用者所接收到的不同衛星仰角對時間作的圖，圖 4.5 為各種截止仰角的規定下，使用者可使用來定位的衛星顆數。表 4.4 為排除掉低於截止仰角之衛星後可使用之衛星的平均、最大、最小值，紅線為 GPS 定位演算所需最低需求之衛星顆數，圖 4.4 以及 4.5 中所呈現的時間軸皆是使用世界統一時間(Coordinated Universal Time, UTC)。在圖 4.4 中，每顆衛星使用不同的顏色呈現

不同衛星在一天當中不同的仰角，可以發現從 0 度至 90 度都有 GPS 衛星的觀測量，但是在低仰角時，衛星觀測量較容易中斷，即是由於此衛星訊號遭受到較複雜的傳遞環境所導致。同時觀察圖 4.5 以及表 4.4，可見使用者在一天當中可視衛星最多可到 12 顆，最少為 8 顆，但經過共視衛星的篩選後，其全日平均可視衛星減少了將近兩顆的數量，最多變為 10 顆可視衛星最少則變為 6 顆可視衛星，這代表如要利用多參考站產生修正量給使用者之演算法，在第一步就會先將使用者之可視衛星排除掉兩顆。在篩選出共視衛星並排除掉 5 度以下仰角的衛星後，可發現其結果和共視衛星篩選之結果差異不大，10 度的截止仰角則是又多排除了一些衛星，但當設定到 20 度之截止仰角時，最小之定位顆數就達到了最低定位服務標準，當排除掉仰角低於 30 度之衛星時，GPS 就會開始出現無法提供定位解的情形，而最後分析只使用高於 40 度仰角之衛星，則是大部分的時間皆是不能提供定位服務的。

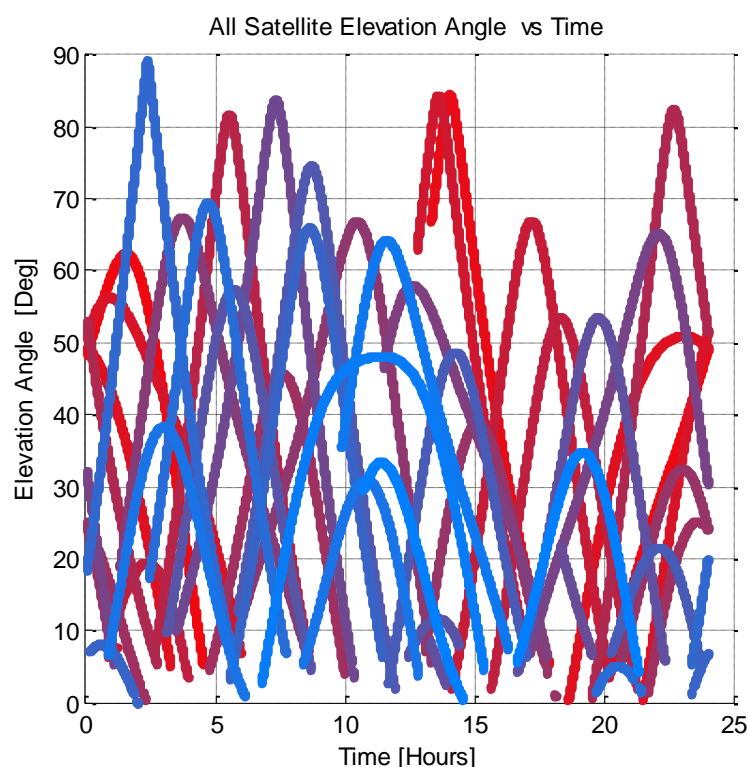


圖 4.4 不同衛星仰角對時間作圖

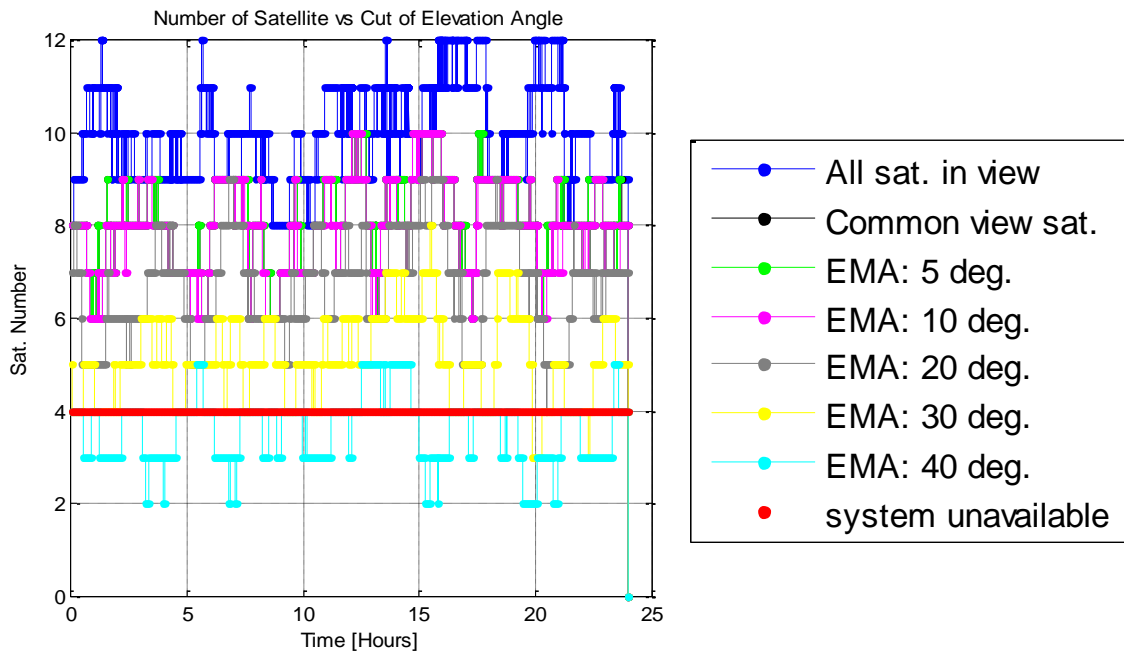


圖 4.5 各種截止仰角所對應之可視衛星顆數

表 4.4 排除低於截止仰角之可視衛星顆數

<i>Elevation Mask Angle (EMA)</i>	<i>Number of sat. in view</i>	<i>Max. Sat. in view Number</i>	<i>Min. Sat. in view Number</i>
All sat. in view (EMA:0 deg)	10.0340	12	8
Common view sat.	8.1179	10	6
EMA: 5 deg.	8.1160	10	6
EMA: 10 deg.	7.9409	10	6
EMA: 20 deg.	6.6791	9	4
EMA: 30 deg.	5.1023	8	3
EMA: 40 deg.	3.5936	5	2

衛星顆數較多時，能在長時間內提供較好的幾何分布，進而影響使用者的定位精確度。故在可以提供修正量的系統中，考慮到低仰角衛星誤差能被修正，故應考慮衛星之幾何分布與偵測該衛星之連續性。考慮到 5 度仰角以上之衛星連續性較 0 度仰角高，並能維持可視衛星之顆數，本案選定 5 度仰角為截止仰角。

#### ■ 對流層延遲分析

由於氣象資料變化比較複雜，當用戶站和參考站相距不遠時(例如小於 10 公里時)，由於信號通過對流層的路徑相似，氣象資料在較小的區域內具有較強的相關性，可以近似認為用戶站和參考站的氣象資料相同，所以，使用者站使用改正後的偽距觀測值可以明顯地減弱對流層折射的影響。當用戶站和參考站之間的距離較大時，兩測站的衛星高度角相差較大，測站處的氣象資料也會有



所差別，此時差分法的有效性將降低。此外，用戶和參考站接收機所處的高度不同時，對流層延遲也不相同。一般來說，當距離大於 100 公里時，對流層折射的影響就將制約差分動態定位定向演算法定位的精確度。

圖 4.6 呈現的是各參考站所接收的 GPS 衛星資訊，利用對流層模型推算出來的對流層修正量，估算出來的結果選擇 PRN9 在此做一個分析。在圖 4.6 中我們可以發現所有參考站計算出來的對流層修正皆是呈現由大到小的變化趨勢，會這樣變化是因為在這段時間內，PRN9 衛星針對所有參考站的仰角變化都是從低仰角變成高仰角，圖 4.7 所表示的結果就是使用者在同一段時間內觀測到 PRN9 的衛星仰角變化情形。使用者在此也選用 e-GPS 衛星基準站的原因是為了更方便進行分析，因接收機和其他參考站相同，所以可以估算出適用於自己的修正量，同時也可以和其他的參考站所計算出來的修正值做一個比較，圖 4.8 是將圖 4.6 中各參考站所量測到的對流層修正值去和使用者所量測到的對流層修正值相減，呈現各參考站之間對流層修正值的差異量；表 4.5 則是上述所有差異量的統計結果，包含平均值(Mean)、標準差(Std)以及均方根誤差(RMSE)。觀察這些結果我們可以獲得以下結論：

1. 在低仰角時，各參考站所量測出來的對流層誤差較不相同，其空間相關性較小，在修正資訊上的差異較大，故希望獲得較準確的修正資訊應排除掉低仰角的修正值。
2. 各參考站之間修正資訊的差異量與距離成正相關，意旨距離越遠，參考站與使用者之空間相關性越小，如使用距離較遠的參考站來進行差分定位定向之演算法的話能修正的結果就比較有限，故希望獲得較準確的修正資訊時應選擇較鄰近之參考站。
3. 在所有參考站中，高峰站(M)估算的對流層誤差與其他各站差異較大，但其距離使用者並不是最遠的，其原因為高峰站的高度資訊與其他各站相差最大。對流層誤差會隨高度做明顯的變化，故在選擇參考站時應注意其高度資訊應和使用者相近。

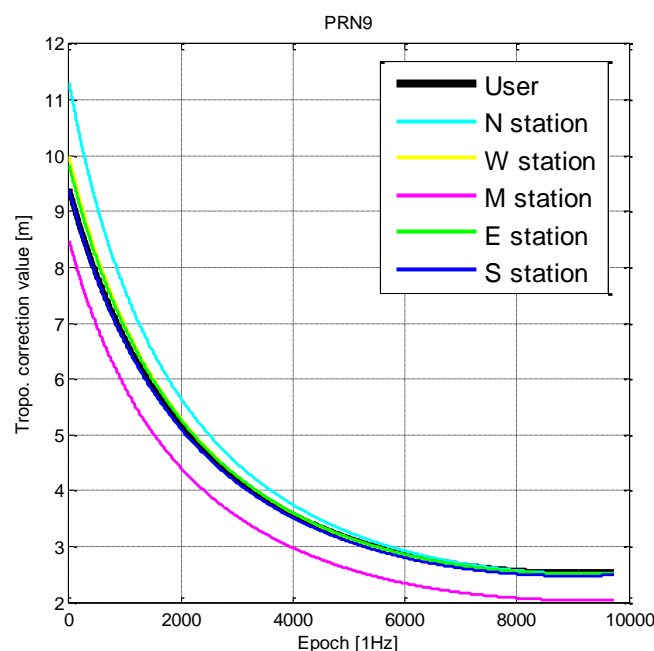


圖 4.6 各 e-GPS 衛星基準站之對流層修正值

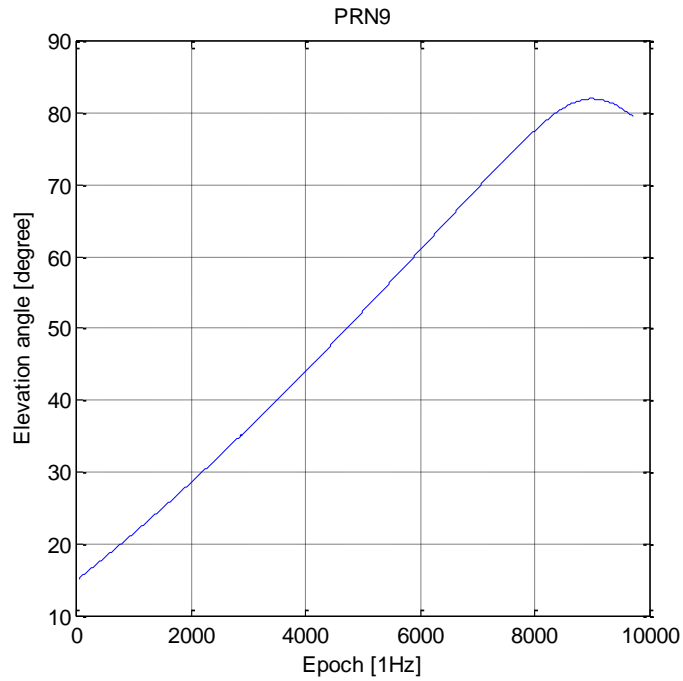


圖 4.7 使用者所觀測到 PRN9 之仰角變化

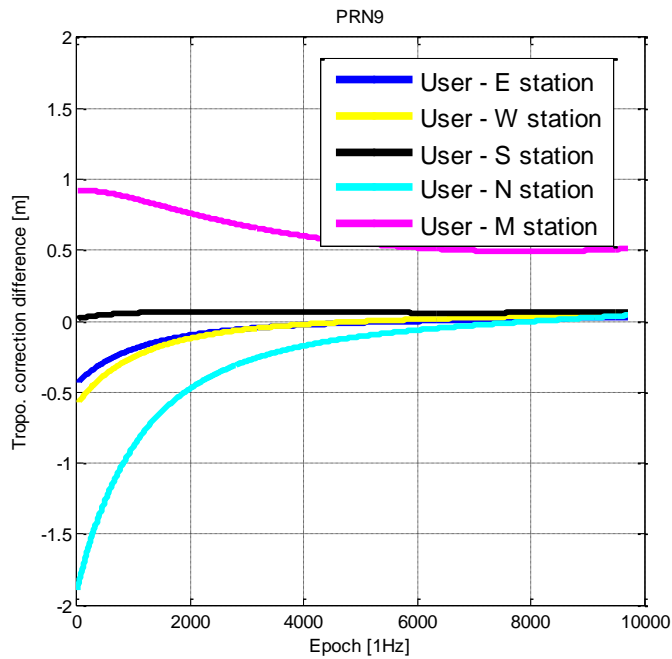


圖 4.8 各 e-GPS 衛星基準站之對流層修正值差異量

表 4.5 各 e-GPS 衛星基準站之對流層修正值差異量統計值

	Mean (m)	Std (m)	RMSE (m)
枋寮(User) vs 成功(E)	-0.054	0.098	0.1121
枋寮(User) vs 竹崎(W)	-0.059	0.134	0.1469
枋寮(User) vs 瑪家(S)	0.060	0.007	0.0606
枋寮(User) vs 新店(N)	-0.287	0.409	0.4998
枋寮(User) vs 高峰(M)	0.620	0.141	0.6361

## ■ 電離層延遲分析

用兩台 GPS 接收機於兩個不同的位置進行同步觀測並讓其中一台計算出來的電離層誤差提供給另一台接收機去做消除的動作，之所以能減弱電離層折射的影響，是因為當兩台接收機相距不遠時，由於衛星到兩個觀測站電磁波傳播路徑上的大氣狀況甚為相似，因此大氣狀況的系統影響可以通過觀測量之差而減弱。這種方法對於短基線(例如小於 20 公里)的效果尤為明顯。不過，隨著基線長度的增加，其精度隨之明顯降低。當用戶到參考站的距離增大時，各種誤差源限制了差分 GPS 的精確度，其中最大的誤差源是電離層延遲。

在此呈現的結果，與對流層誤差分析方法不同之處，是在於對流層修正值是由模型產生的，但電離層修正值是使用雙頻接收機所估算出來真實的電離層誤差。圖 4.9(左)呈現的是各參考站利用雙頻資訊估算出來的電離層修正量，同對流層修正量一樣可以發現所有參考站計算出來的電離層修正值皆是由大到小的變化趨勢，由於同樣是選擇 PRN9 來呈現結果，其衛星仰角變化趨勢可以參考圖 4.7。為了更清楚的分析各參考站之間電離層的差異，圖 4.9(右)中為各參考站所量測到的電離層修正值和使用者的量測到的電離層修正值相減；表 4.6 則是上述所有差異量的統計結果，一樣利用平均值(Mean)、標準差(Std)以及均方根誤差(RMSE)來做最後的分析。由上述結果可以獲得以下結論：

1. 不論是電離層或是對流層，我們皆可發現在低仰角時，各參考站所量測出來的修正量差異較大，其空間相關性較小，故在資料允許的情況下(可視衛星夠多時)，排除掉低仰角的衛星可以增強修正量之精確度，並提升參考站與使用者間的空間相關性。
2. 電離層修正值與對流層模型相同之演算結果為距離越遠之參考站所提供的修正資訊差異越大，並且從差異量的大小來看，電離層隨空間之變化更為劇烈，故得知用戶到參考站的距離對差分定位定向演算法之精確度有著決定性影響。
3. 最後在此提出建議，為了改善差分定位定向演算法之應用的性能，可以採用空間相關模型(例如對流層模型)和實測之修正值(例如電離層修正值)先進行誤差之修正，讓參考站和使用者自我先調整補償空間相關誤差之變化，就可以提高差分定位定向演算法之精確度和擴大其應用區域。此外，假設使用者已先行確定其服務區域，則可針對使用者需移動之範圍，先行分析其針對各參考站之空間相關性，即可排除掉空間相關性較差之參考站，在實際使用上使用者即可獲得更好的定位結果。

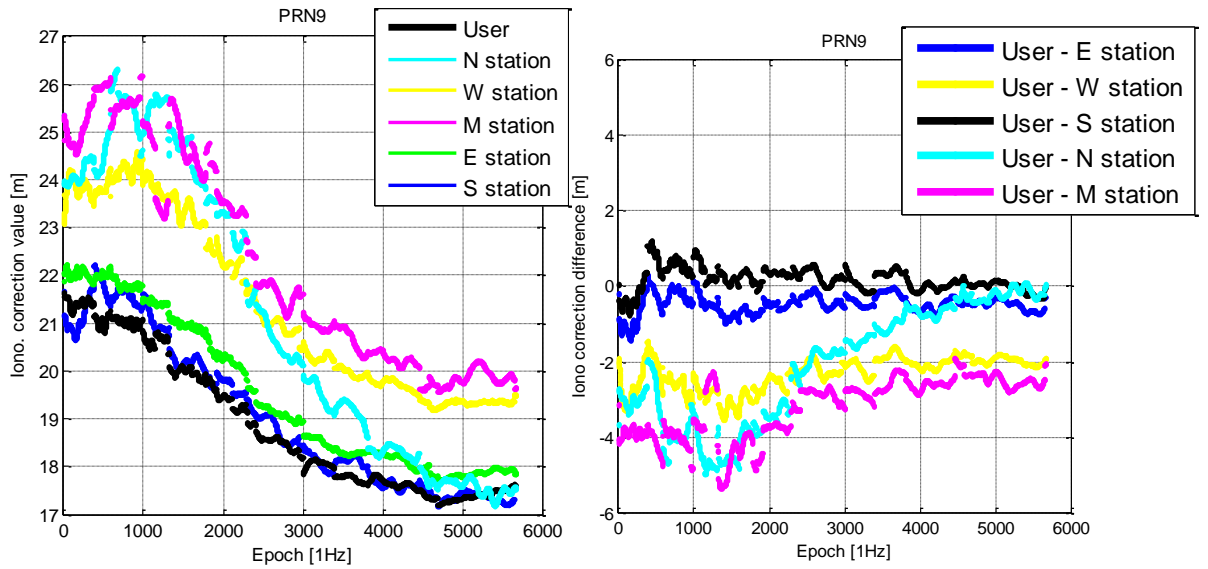


圖 4.9 各 e-GPS 衛星基準站之電離層修正值及差異量

如前所述，就目前多平台移動製圖技術所使用的一對一動態差分技術為主的定位定向演算法而言，若欲克服系統誤差空間相關性之限制，最直接的方式為採用在差分計算過程中採用處理長基線或精密單點定位(Precise Point Positioning, PPP)之觀念：

1. 使用精密星曆與衛星時錶
2. 使用雙頻載波觀測量消除一階電離層誤差之影響(約 90%-95%)
3. 使用對流層模型消除對流層乾分量之影響(約 85%)

江凱偉等人(2011)評估精密單點定位演算法應用於多平台製圖技術所需之定位定向演算法中並獲得與國外文獻相似之精度，其三維動態定位精度約在 10 至 30 公分之間，此精度等級與使用 20-30 公里傳統一對一動態差分成果並無太大差異，但若傳統一對一動態差分之基線距離縮短至 5 至 10 公里，則其三維動態定位精度可提升至 5 至 10 公分，上述之數據皆來自後處理模式並使用雙頻載波相位觀測量。

表 4.6 各 e-GPS 衛星基準站之電離層修正值差異量統計值

	Mean (m)	Std (m)	RMSE (m)
枋寮(User) vs 成功(E)	-0.475	0.259	0.541
枋寮(User) vs 竹崎(W)	-2.317	0.437	2.358
枋寮(User) vs 瑪家(S)	0.170	0.306	0.351
枋寮(User) vs 新店(N)	-2.050	1.546	2.567
枋寮(User) vs 高峰(M)	-3.183	0.778	3.277

但就未來發展趨勢而言，妥善利用內政部國土測繪中心的 e-GPS 服務，並發展適用於後處理的 VRS 輔助之定位定向演算法將是有效克服傳統動態差分定位受空間相關性限制之解決方案，故本案發展具備跟隨式虛擬主站技術的後處理 VRS 的精密定位定向技術，並評估其對多平台製圖技術的應用之效益。同

時對新式後處理 VRS 動態定位定向演算架構、傳統後處理差分模式動態定位定向演算架構與後處理精密單點定位定向演算架構之動態測試與精度分析。分析模式將透過車載移動製圖平台搭配本案所設置車載移動製圖系統率定與測試場進行在不同 GNSS 輔助模式之直接定位精度進行評估。

### 4.3 研發含 VRS 技術後處理之感測器動態定位定向演算架構

隨著日漸頻繁的大範圍測繪作業，測繪單位所需架設的參考主站須依作業範圍作增減，因低成本策略，於測試區域減低架設主站之次數，儼然成為降低成本第一手段，本案發展將 VRS 技術匯入後處理感測器動態定位定向演算架構，正是因應此一趨勢。目前無其他商用軟體可以提供完整的後處理 VRS 的精密定位定向技術。故本案採用自行研發的跟隨式虛擬主站差分技術評估利用國土測繪中心的 e-GPS 服務之後處理 VRS 輔助多元感測器整合定位定向演算法，以符合日漸蓬勃多平台製圖應用之高精度需求。利用軌跡中數個中心點沿軌跡建立數個直徑相等之圓，稱為 VRS proximity，在同一個圓內所屬之軌跡點將使用該圓之中心坐標並搭配 e-GPS 主站所產生之 VRS 點進行差分定位，如圖 4.10 所示。此種跟隨式虛擬主站技術(Moving VRS, M-VRS)對多平台製圖技術的應用是相當重要的。圖 4.11 為本案依據改良式緊耦合架構所提出的後處理 VRS 輔助多元感測器整合定位定向演算法架構。

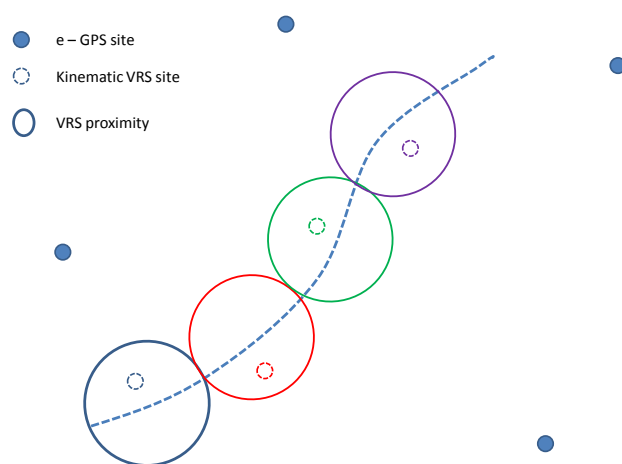


圖4.10 跟隨式虛擬主站差分定位技術

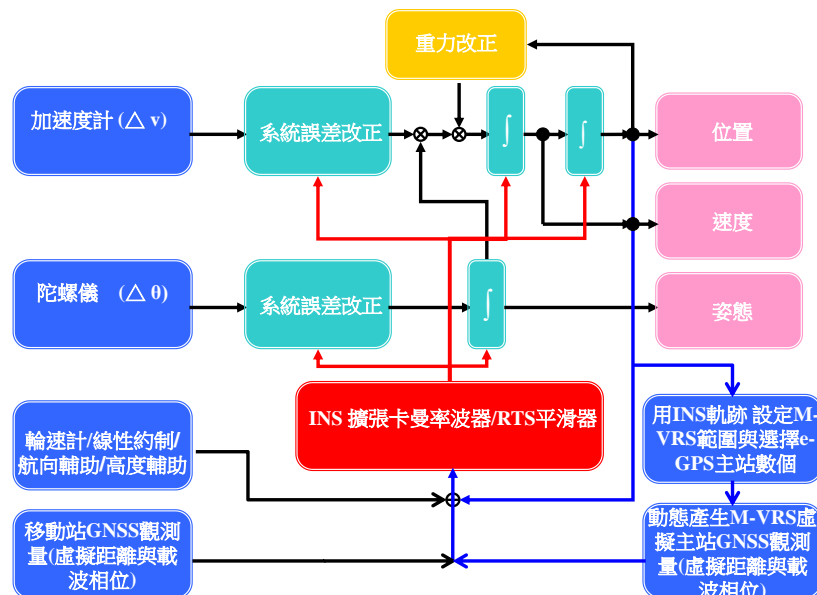


圖4.11 後處理的VRS 輔助多元感測器整合定位定向演算法架構

表 4.7 比較傳統 PPP、DGNSS、VRS-RTK 與後處理 VRS 技術於精密定位定向應用之效益。

表 4.7 不同 GNSS 處理模式輔助的精密定位定向效益分析

	PPP	DGNSS (基線<20 公里)	VRS-RTK	後處理 M-VRS
開闊地精度	適中	高	高	高
都市地區精度	適中	高	高	最高
車載系統	可	可	可 (速度<100 公里/小時)	可
空載系統	可	可	可 (速度<100 公里/小時)	可
船載系統	可	近海	近海	近海
個人攜行	可	可	可	可
空間相關性	無	有	無	無
初始化時間	長	短	短	短
支援後處理	可	可	不可	可
硬體成本	高	高	最高	高
額外軟體成本	有	有	無	有

#### 4.4 新式後處理 VRS 動態定位定向演算架構、傳統後處理差分模式動態定位定向演算架構與後處理精密單點定位定向演算架構之動態測試與精度分析

本節針對新式後處理 M-VRS 效益做比較分析，為測試 M-VRS 效益，將測試軌跡設計約 20 公里，起點為台南市成功大學歸仁校區、終點為台南市安南工業園區，所使用之測試儀器為商用系統 SPAN-CPT，其加速度計飄移為 0.75mg，而陀螺儀飄移為 1 度/小時。本次實驗於起迄點皆架設實體主站(A04, CK66)，並於台南市成功大學成功校區測量系架設另一主站(CN11)。本次實驗將利用 A04、CK66 所解算之定位定向緊耦合平滑解作為參考解；而測試軌跡一為利用後處理 M-VRS 之輔助之緊耦合平滑定位定向解(圖 4.12)，其 M-VRS 主站為每 5 公里產生一站，共四站(VRS1-VRS4)；測試軌跡二為使用精密星曆之精密單點定位輔助緊耦合定位定向平滑解；而測試軌跡三為使用傳統單一主站(CN11) 差分之緊耦合定位定向平滑解。圖 4.12 表示衛星狀況及軌跡與各站之分布圖。

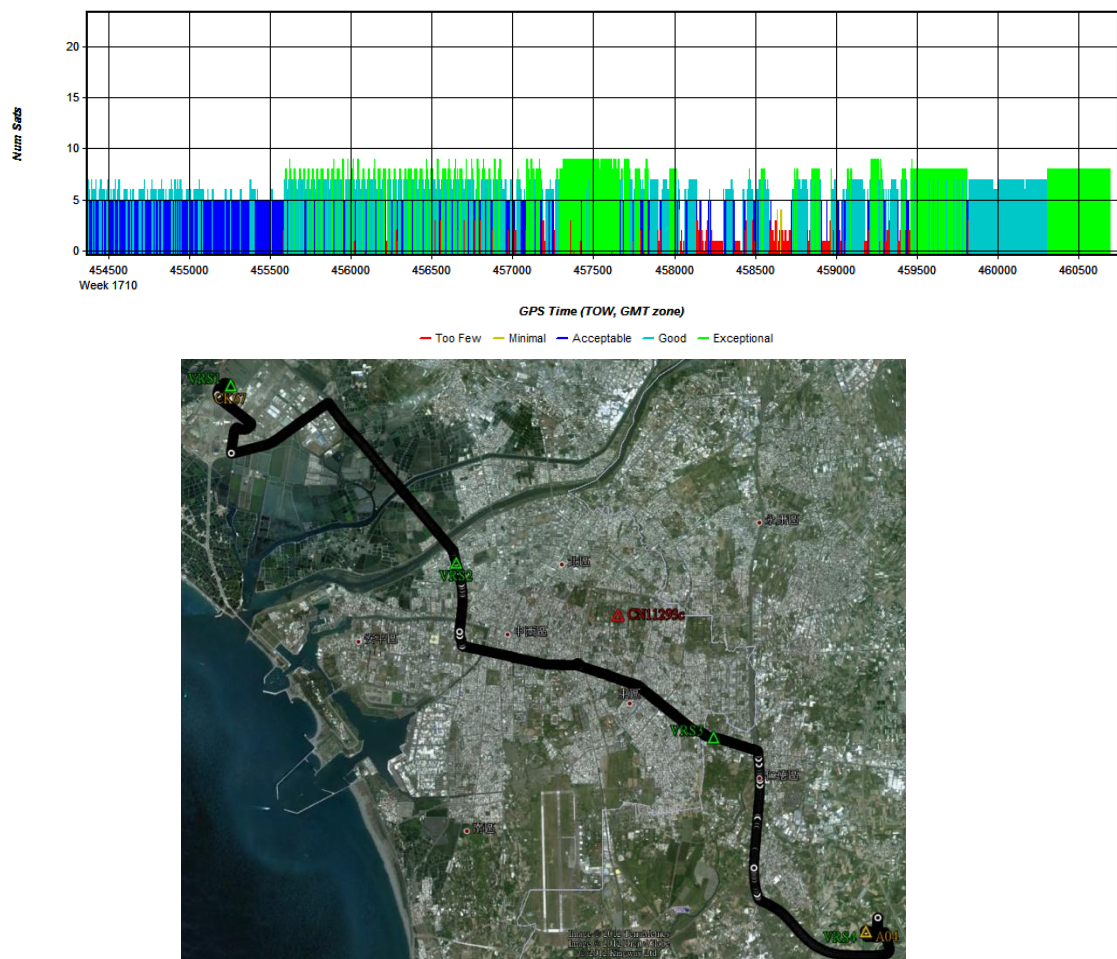


圖 4.12 衛星狀況及軌跡與各站之分布

本實驗將各測試軌跡與參考解比較進行定位定向精度分析，圖 4.13-4.15 分別為基於虛擬主站(M-VRS)、精密單點定位(PPP)、傳統單一主站差分模式(one base)之誤差圖，而表 4.8 為其分析表，由結果可得知，M-VRS 輔助模式之緊耦合定位定向演算法有最佳的精度、其次為傳統單一主站差分輔助模式，最差為

PPP 輔助模式。

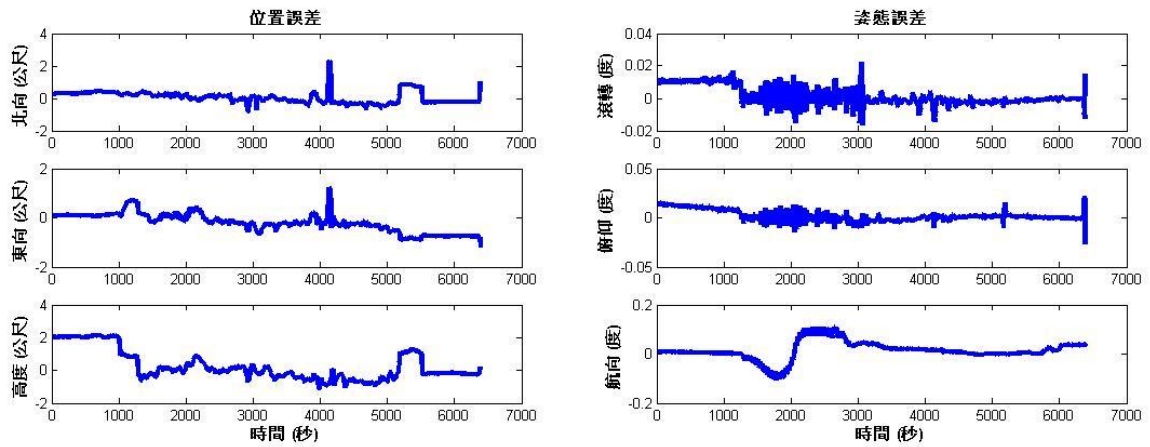


圖 4.13 M-VRS 之定位定向誤差圖

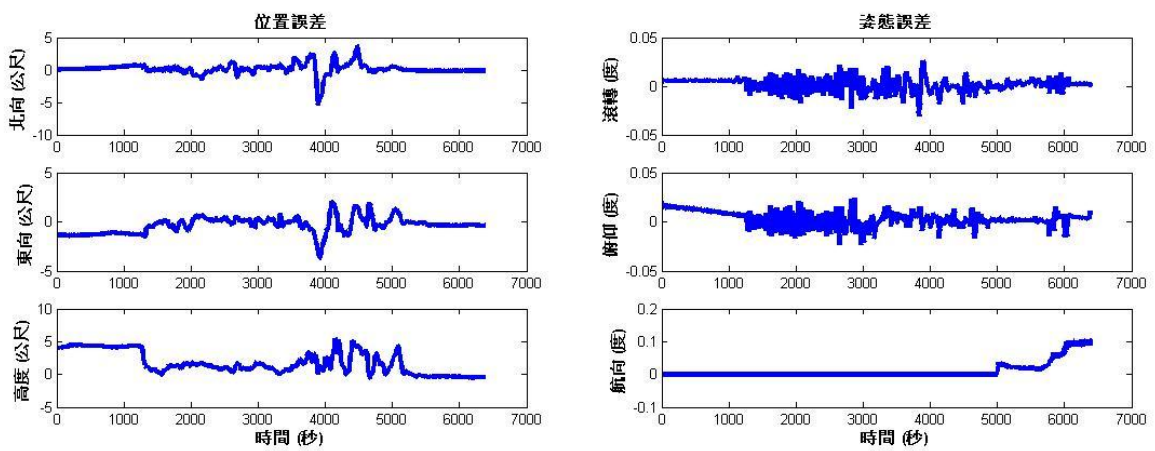


圖 4.14 精密單點之定位定向誤差圖

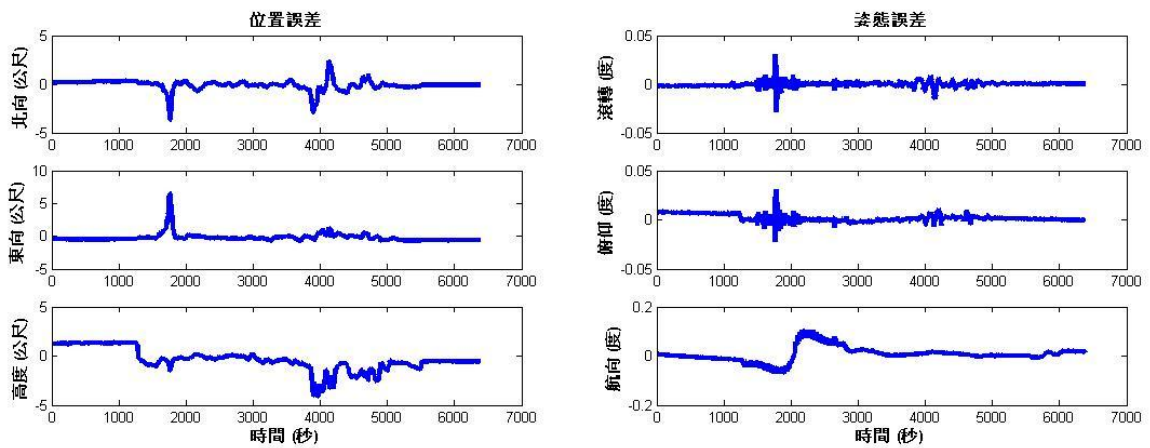


圖 4.15 傳統單一主站差分之定位定向誤差圖



表 4.8 定位定向誤差分析表

RMS	N(m)	E(m)	H(m)	Roll(deg)	Pitch(deg)	Heading(deg)
M-VRS	0.35	0.42	0.95	0.0012	0.00231	0.0198
PPP	0.87	0.88	2.40	0.0062	0.00737	0.0268
One Base	0.54	0.69	1.20	0.0025	0.00388	0.0301

除動態軌跡精度分析外，本案進一步對無控制點高速移動近景攝影測量模式進行效益分析。本實驗起點處為成功大學歸仁校區控制與檢核場，藉由該場測量約 20 個檢核點，做直接地理定位分析，圖 4.16 說明使用各軌跡進行影像特徵點量測之直接地理定位三維誤差，包含參考解(ref)、基於移動虛擬主站(M-VRS)、精密單點定位(PPP)、傳統單一主站差分模式(one base)之直接定位成果，縱軸表示誤差量單位為公尺，橫軸表示各點點號，而表 4.9 則為其誤差分析表。由實驗結果可知，新式後處理 M-VRS 動態定位定向演算法對於大範圍作業有較高精度且較節省人力和時間成本。

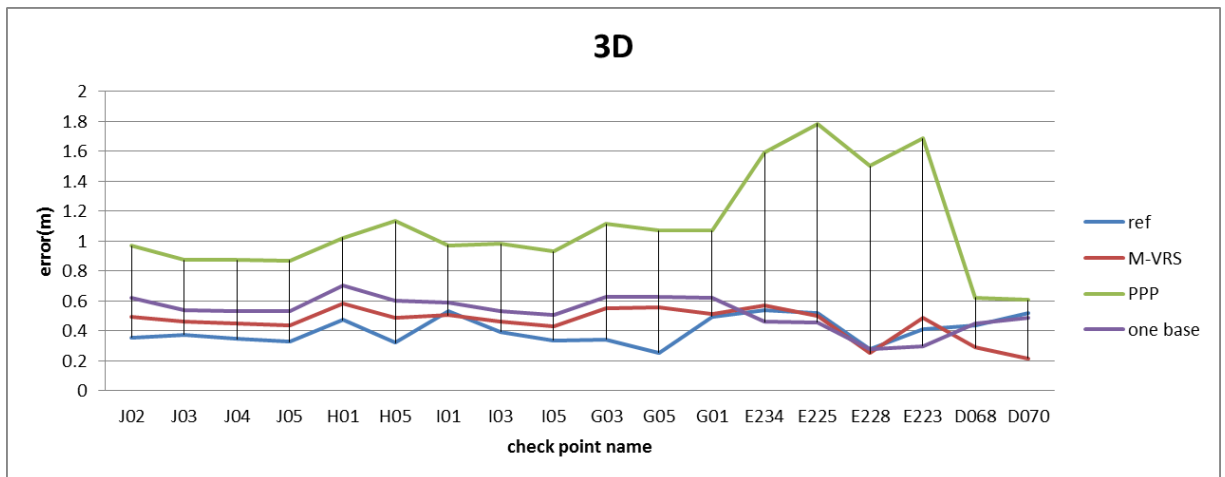


圖 4.16 不同模式之直接地理定位三維誤差

表 4.9 不同模式之直接地理定位誤差分析

TWD97 2TM (M)		AVG	STD	RMS
E	ref	0.088	0.082	0.119
	M-VRS	-0.199	0.289	0.345
	PPP	-0.127	0.820	0.807
	one base	-0.368	0.182	0.408
N	ref	-0.034	0.253	0.248
	M-VRS	-0.077	0.244	0.250
	PPP	0.074	0.258	0.262
	one base	-0.035	0.218	0.215
H	ref	-0.291	0.105	0.308
	M-VRS	-0.184	0.072	0.197
	PPP	0.744	0.169	0.762
	one base	-0.261	0.085	0.274
3D	ref	0.306	0.286	0.413
	M-VRS	0.282	0.385	0.469
	PPP	0.758	0.876	1.140
	one base	0.453	0.296	0.536

#### 4.5 規劃新式定位定向演算架構試作區並評估推展於地籍測量之可行性

本計畫試作區選擇高雄市美術館旁約 1 平方公里範圍的都市區進行新式定位定向系統之測繪。而其中選擇 300x250 平方公尺的範圍(圖 4.17 矩形區)，以近期發展之可攜式全景影像測繪系統進行試作，規劃以此區之地籍圖根點進行測繪並驗證其可行性。



圖 4.17 高雄市試作區影像(Google)

如圖 4.18 試作區向量圖所示，其中各點為原地籍測量之圖根點位置分布，而經由現場實地探勘後發現大部分點位皆已滅失或難以辨識，主要原因為此區皆為房屋建設開發、道路工程重整等。故重新規劃圖根點、地面與建物上之特徵點並將其作為檢核點，以此試作區作為定位定向演算架構之檢驗場，利用前方交會的方式進行解算成果之檢核，評估其點位解算精度是否適合推展於地籍

測量。



圖 4.18 高雄市試作區向量圖

本項工作包括三個階段的測繪項目，第一階段為使用 e-GPS 與全站儀進行控制測量，新增圖根點位與道路及建物上的特徵點之坐標。第二階段為使用可攜式全景影像測繪系統行拍攝作業，搭配國土測繪中心之 e-GPS 定位系統，快速建置所有影像之方位。第三階段量測影像共軛點，搭配 IOP/EOP 進行前方交會得地物點三維坐標，與檢核點比較進行精度分析。

● 第一階段

以 e-GPS 定位系統於街道上進行控制點的觀測後，於控制點上架設全站儀進行觀測，對於沒有建物分佈於四周之地區，在路邊設置了保麗龍圓球控制點，如圖 4.19 紅圈所標示之點位。而在四周有建物分佈之地區，則觀測建物牆面上之特徵點，如圖 4.20。



圖 4.19 保麗龍圓球控制點



圖 4.20 建物牆面特徵點

● 第二階段

此階段以可攜式全景影像測繪系統於試作區內進行測站定位與全景影像的拍攝，目前於龍勝路與美術東五路交叉口附近設置九個實測測站，其分佈如圖 4.21 紅點所示，並分別觀測 21 個地面連結點(如圖 4.22)與 26 個建物檢核點(如圖 4.23~圖 4.25)。



圖 4.21 實地架設測站分布圖



圖 4.22 地面連結點之分布



圖 4.23 建物檢核點(b)



圖 4.24 建物檢核點(c)

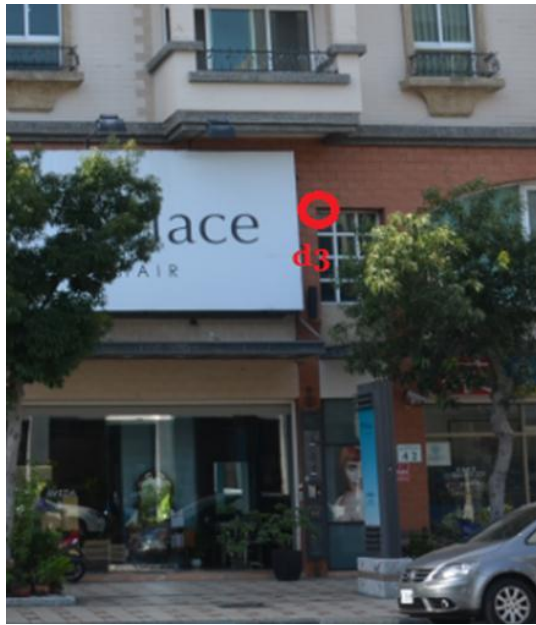


圖 4.25 建物檢核點(d)

### ● 第三階段

此階段進行測站定位定向之解算，本團隊發展之演算法是以測站位置作為控制，可於沒有控制點的情況下進行解算，但解算條件需要至少三個分佈不為一直線之測站，且皆觀測到至少三個以上的特徵點才可同時解算所有測站之方位參數及確保其解算的穩定性。但由於本案之試作區為道路，僅能在道路中間進行觀測，因此在不得不使用分佈呈一直線的測站時，須加入控制點於演算法內以確保其解算後之定位定向成果穩定性，以及其解算成果之精度。在此階段測站之定位定向解算後，即可將成果透過前方交會進行檢核點的定位精度分析，也就是將定位結果與全站儀所觀測得之坐標相比，統計其差異量，評估其整體定位之精度是否適合推展於地籍測量，並評估提升其解算之精度。圖 4.26 為檢核點與真值之較差量分布(其中點號 1-6 為地面檢核點)，顯示最大誤差都在 15 公分以內。表 4.10 顯示所有檢核點之定位精度統計，顯示三軸之絕對定位精度皆可在 7 公分以內。

#### a. 地面驗核點

因為施測時為了平台能同時拍攝到兩旁連結點位置，必須將平台架設於馬路中間標線位置，故仍有測站呈一直線的影響。而保麗龍球因測站間距與樹蔭陰影的影響，使點位在影像辨識上會產生較大誤差，約為 10cm 之定位誤差，故在地面測區我們減少了點位驗證。另外考量利用保麗龍球標示連結點時，常常會被路人踢開或被車輾過，造成保麗龍球變形或偏移，施測時須隨時注意保麗龍球是否正確位於連結點上，之後施測須考量是否有替代方式或防範措施。

#### b. 建物驗核點

因測站位置離兩旁建物較近，使三站以上能同時拍攝到的特徵點不多(高度因素)，造成解算時交會幾何變差，進而影響定位精度，因此必須選擇建物上適合的特徵點作為連結點。另外，建物測區 b 棟精度較差，則是控制點位的選擇所影響，因為 b 棟建物只有單面建物與保麗龍球，而 d、c 棟則有多方向且皆為牆面控制點之交會拍攝，因此定位精度較高。

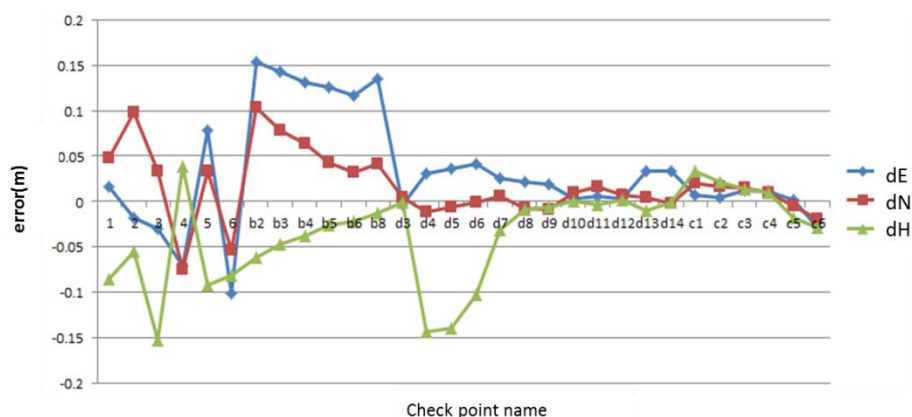


圖 4.26 檢核點較差量(單位:公尺)

表 4.10 定位精度分析(單位:公尺)

	E	N	H
<b>Mean</b>	0.031	0.016	-0.034
<b>Std. Dev.</b>	0.061	0.038	0.051
<b>RMS</b>	0.068	0.041	0.061

● 結合多平台圖資於地籍測量之應用

地籍圖之產生源自地籍測量之作業成果，數值法依量測之角度及距離運用電腦，計算出坐標並予存檔。另增描述一筆地是由那些界址點號所組成及地號、地目等描述屬性檔，利用電腦很容易的將該筆土地之面積及圖形繪出，因此採數值法辦理地籍測量者，作業過程中因基本檔案之建立，即已完成地籍圖資料的建置。圖解法產出類比之圖解地籍圖，無法直接供電腦處理運用。圖解數化計畫解決地籍圖老化及地政業務現代化問題外，透過電子資料供應交換機制，供應各界應用，符合資訊交流、資源共享宗旨。

地籍圖，除記載土地之產權外，同時也是空間資訊中，極為重要的一個資料，在地理資訊系統中，常被規劃設計為一個圖層，供其他主題圖套疊應用，圖4.27為地籍圖套疊正射影像。每一筆土地標示必須有一筆資料，對應到地籍圖中之一個多邊形(Polygon)圖元，其資料庫架構(Schema)如表4.11所示。

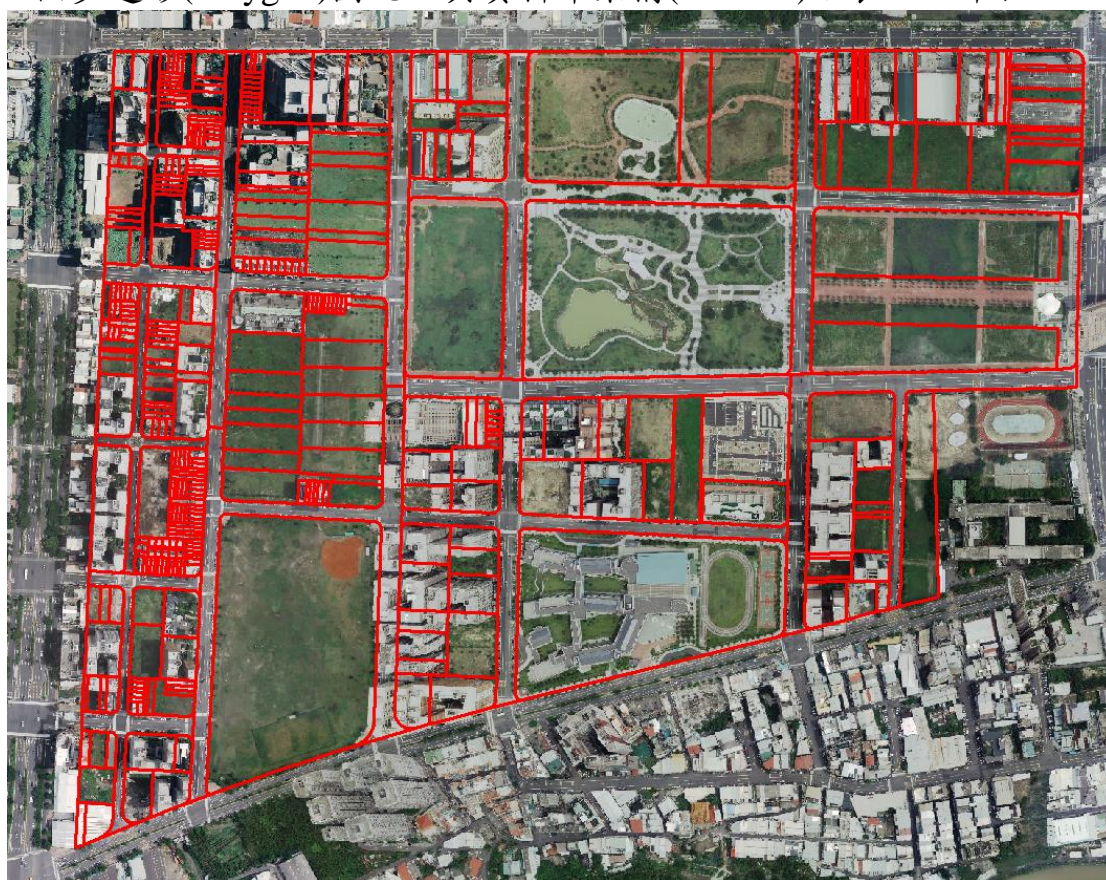


圖 4.27 地籍圖套疊正射影像



表 4.11 土地(地籍圖)之屬性表

欄位代號	欄位名稱	欄位格式	備註
AA49	地號	*VARCHAR2(8)	母號(4碼)+子號(4碼)
AA08	地目	VARCHAR2(1)	
AA10	面積	*NUMBER(9,2)	
AA11	使用分區	VARCHAR2(2)	
AA12	使用地	VARCHAR2(2)	
AA16	公告現值	NUMBER(7)	
AA17	公告地價	NUMBER(7)	
BB09	所有權人統一編號	*VARCHAR2(10)	(代表)持分最大者為代表
OWNERS	所有權人數	NUMBER(5)	Count RBLOW
RBLOW	權利人(代表)類別	VARCHAR2(1)	
MM13	管理者(代表)統一編號	*VARCHAR2(10)	統一編號最小者為代表
RMNGR LCDE	管理者(代表)類別	VARCHAR2(1)	
RHD10	已登記建物筆數	NUMBER(5)	
RGALL1	私有空地限建	VARCHAR2(1)	
RGALL2	有三七五租約	VARCHAR2(1)	
RGALL3	原住民保留地	VARCHAR2(1)	
RGALL4	未辦繼承	VARCHAR2(1)	

就多平台MMS圖資應用於地籍測量而言，主要面對的問題有兩項，首先是攝影測量定位精度，其次是”指界”問題。攝影測量定位問題依照所使用的定位定向感測器或方位求解演算法程序而各有不同，然而指界問題，則很難在現場確定。因此本案在第6章將介紹所開發之『國土地利用調查與影像管理多平台移動測繪管理系統』，其中設計開發一些功能可將測試區之地籍圖等GIS圖資套疊在原始影像上，以協助土地利用調查，同時也可以協助地籍測量現場指界。例如圖4.28為套疊在測繪車立體影像，圖4.29則是套疊在UAV影像上之成果，此項功能對於有空地比較有顯著效果，因為若有建物都已經確定其界址，比較不需要透過影像的協助，如圖4.30範例所示。而套疊之準確度完全依賴影像之內、外方位參數，而要完全達到”指界”之目的，還必須影像看的方向及位置能夠涵蓋地籍圖的邊界，例如測繪車沿著道路行駛，目前的設計僅涵蓋車子前方約135度的視野，因此若要是指明道路內部的地籍邊界將無法達到目的。而測繪車的定位精度也因為目前使用之精度等級不足，所以在建物密集區，套疊地籍圖時經常會有偏離現有地物邊界的現象發生，若要解決此問題唯有使用更高等級的IMU。

總之，若要使用多平台MMS影像進行地籍測量應用，必須將測繪車立體影像的視野擴大，縮短拍攝間距，使用導航等級IMU。而PPIMS則必須加裝導航等級IMU，避免依賴e-GPS來協助影像之定位定向，而且拍攝時必須先針對”地籍應用”進行合適的拍攝規劃，以便拍到重要的地籍邊界。

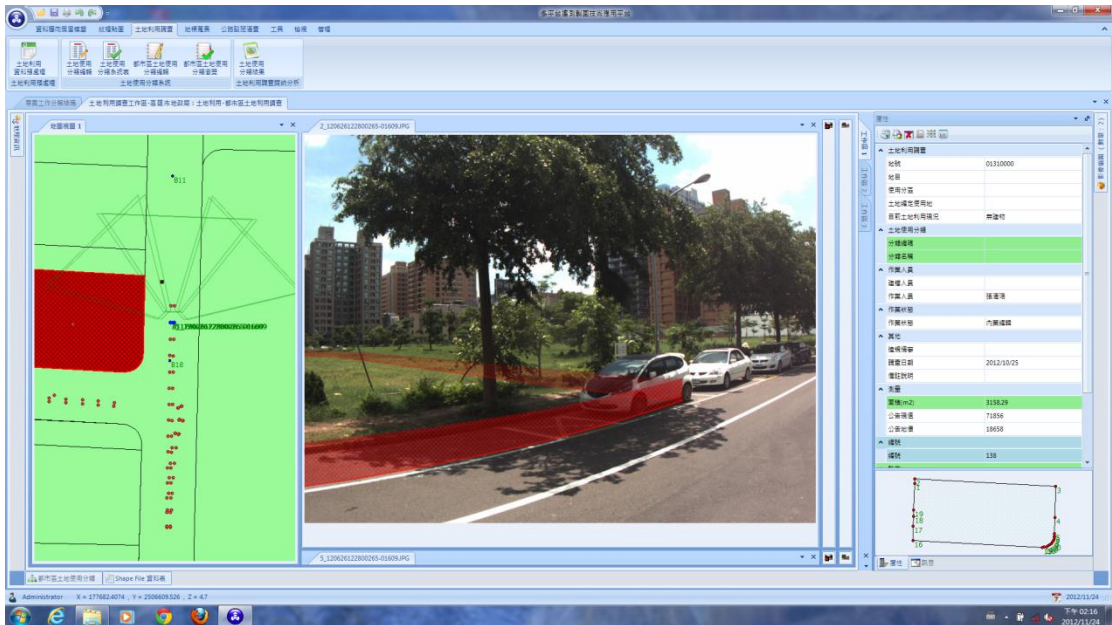


圖 4.28 套疊地籍圖於測繪車影像上協助指界(空地)

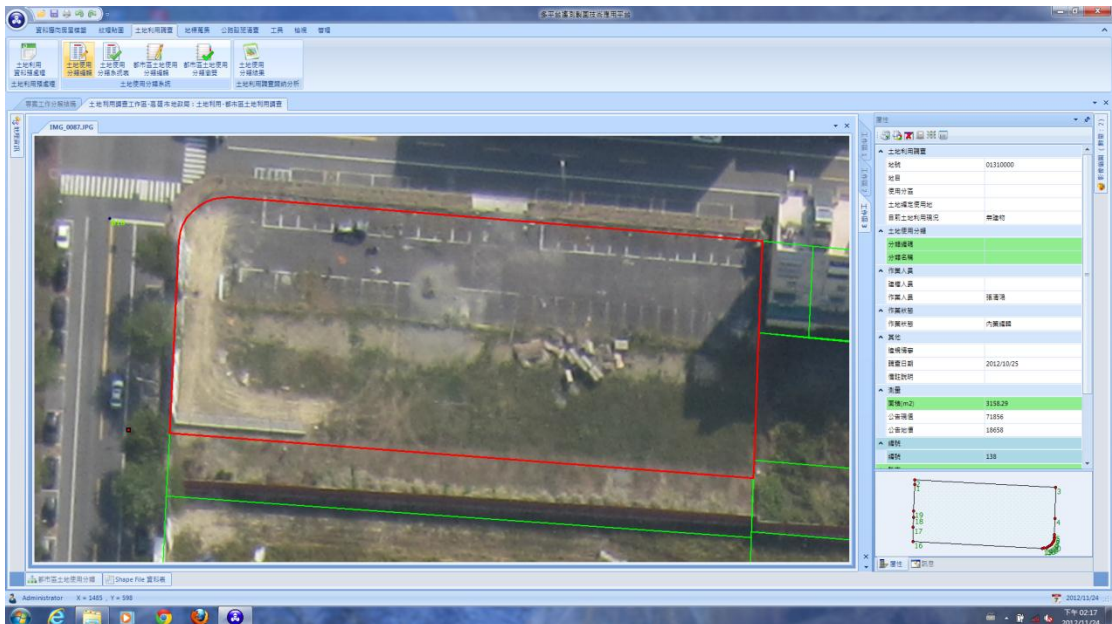


圖 4.29 套疊地籍圖於 UAV 原始影像上協助指界(空地)

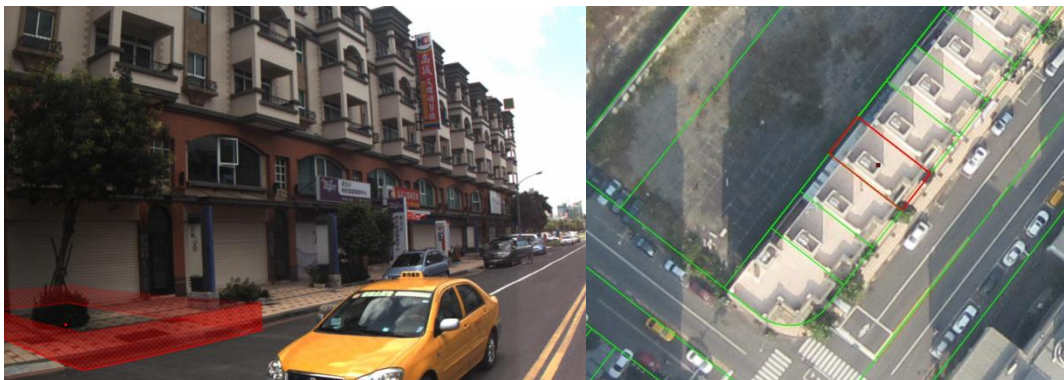


圖 4.30 套疊地籍圖於測繪車及 UAV 影像上協助指界(有建物)

## 4.6 本章小結

本章針對「結合內政部 e-GPS 系統，發展新式定位定向演算架構於應用領域」之工作項目完成收集虛擬主站 RTK 技術於移動製圖領域應用之文獻，並評估其適用性與發展趨勢，接下來並完成以內政部 e-GPS 系統之實測資料分析主站空間相關性對現有後處理差分動態定位定向演算法之限制，同時完成研發含 M-VRS 技術後處理之感測器動態定位定向演算架構，並以實測成果評估新式後處理 M-VRS 動態定位定向演算架構、傳統後處理差分模式動態定位定向演算架構與後處理精密單點定位定向演算架構進行精度分析。由實驗結果可知，新式後處理 M-VRS 動態定位定向演算法對於大範圍作業具備較高精度且較節省人力和時間成本。

本章同時完成在高雄市之規劃評估新式定位定向演算架構推展於地籍測量之可行性試作地區，並搭配車載與個人攜行系統評估新式定位定向演算架構推展於地籍測量之可行性。若要使用多平台 MMS 影像進行地籍測量應用，必須將測繪車立體影像的視野擴大，縮短拍攝間距，使用導航等級 IMU。而 PPIMS 則必須加裝導航等級 IMU，避免依賴 e-GPS 測量來協助影像之定位定向，而且拍攝時必須先針對”地籍應用”進行合適的拍攝規劃，以便拍到重要的地籍邊界。

## 第五章、 評估戰術等級定位定向系統之應用

本案評估戰術等級定位定向系統應用於修正船載 GNSS 天線高之效益，可以進一步擴展精密定位定向系統之科學應用。近年來，內政部陸續推動「船載重力測量工作」計畫案，蒐集台灣鄰近海域的海水面高度以推求海域的重力場資訊，其中，GNSS 天線位置的動態定位計算與其精度品質扮演了重要角色。GNSS 天線位置的計算成果藉由定位瞬間的天線高度之化算，即可以獲得該瞬間的海面橢球高資料，並可依此推算海水面高度。因此，本工作項目之目的即為利用船載定位定向系統測得的姿態角修正船載 GNSS 天線高因船行晃動、傾斜而造成的垂直向誤差，以推得精確的海面橢球高。

### 5.1 應用全測站儀器進行 GPS 相對定位成果之驗證

本案使用近岸 GNSS 靜態固定站資料，以差分定位方式計算船載 GNSS 天線之動態位置，獲得天線位置的動態定位坐標，並應用全測站儀器量測各天線之間的相對位置以驗證 GNSS 基線定位的成果如表 5.1 所示。並將戰術等級定位定向系統(IMU)之成果與 GNSS 推得的姿態角進行比較以評估戰術等級定位定向系統的精度與效益，其流程如圖 5.1 所示，戰術等級定位定向系統之船載設置(圖 5.2)以及三個姿態角的比較結果如圖 5.3~圖 5.17 與表 5.2~表 5.4 之內容。

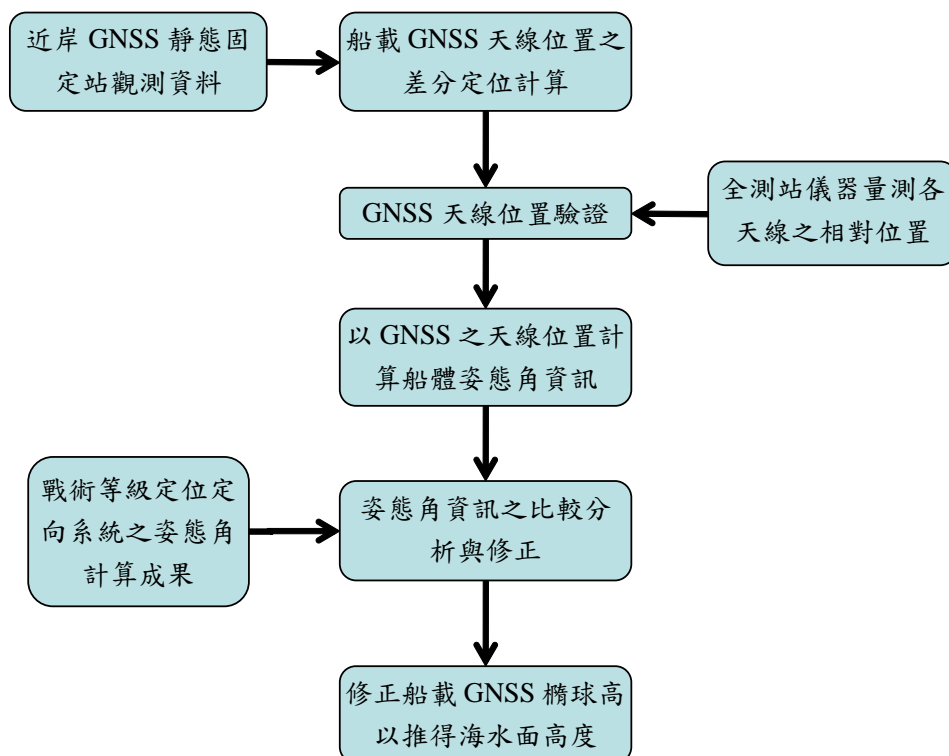
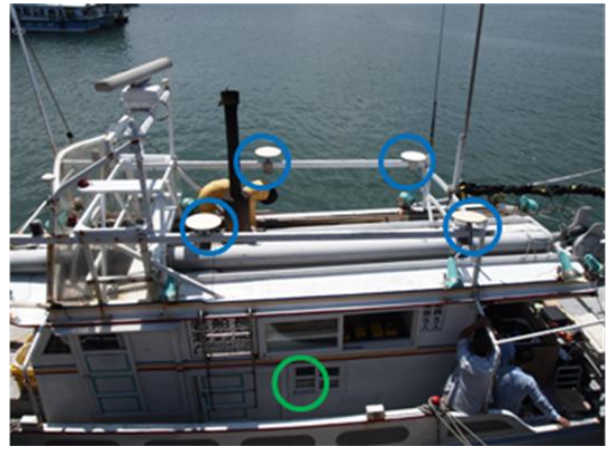


圖 5.1 戰術等級定位定向系統應用於修正船載海面橢球高之效益評估流程圖



(a) 船艙內部配置



(b) 船艙外部配置(藍圈為 GNSS 天線位置；綠圈為 IMU 位置)

圖 5.2 實驗設備安裝及配置

表 5.1 船載 GNSS 之基線定位結果驗證統計表

基線編號	GPS 天 (DOY)	全測站儀器之基線量測結果(m)	GNSS 基線定位結果之平均值(m)	差異值 (m)
BC	135	1.989	2.007	0.018
	136		2.004	0.015
	137		2.029	0.040
	138		1.999	0.010
	139		2.000	0.011
BA	135	3.312	3.310	-0.002
	136		3.309	-0.003
	137		3.327	0.015
	138		3.307	-0.005
	139		3.308	-0.004
AC	135	2.075	2.054	-0.021
	136		2.057	-0.018
	137		2.107	0.031
	138		2.080	0.005
	139		2.060	-0.015

註：共驗證 3 支 GNSS 天線(A, B, C 位置如圖 5.18 所示)之定位結果

由表 5.1 之比較可得知，全測站儀器與船載 GNSS 定位結果的差異值大多介於 1~2 公分之間，顯示船載 GNSS 資料及其動態基線之定位結果均具有不錯的精度品質。

## 5.2 戰術等級定位定向系統與 GNSS 之姿態角成果比較

本節將比較分別經由戰術等級定位定向系統以及 GNSS 定位結果計算得到的船行姿態角成果，如圖 5.3 ~圖 5.17 與表 5.2 ~表 5.4，分別為 Yaw、Pitch 以及 Roll 角之比較結果。

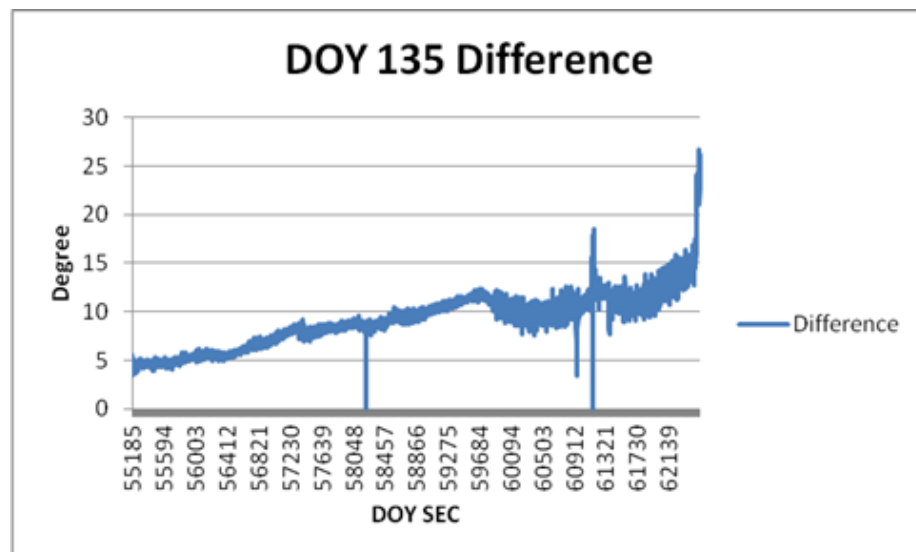


圖 5.3 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Yaw 姿態角差異圖(DOY:135)

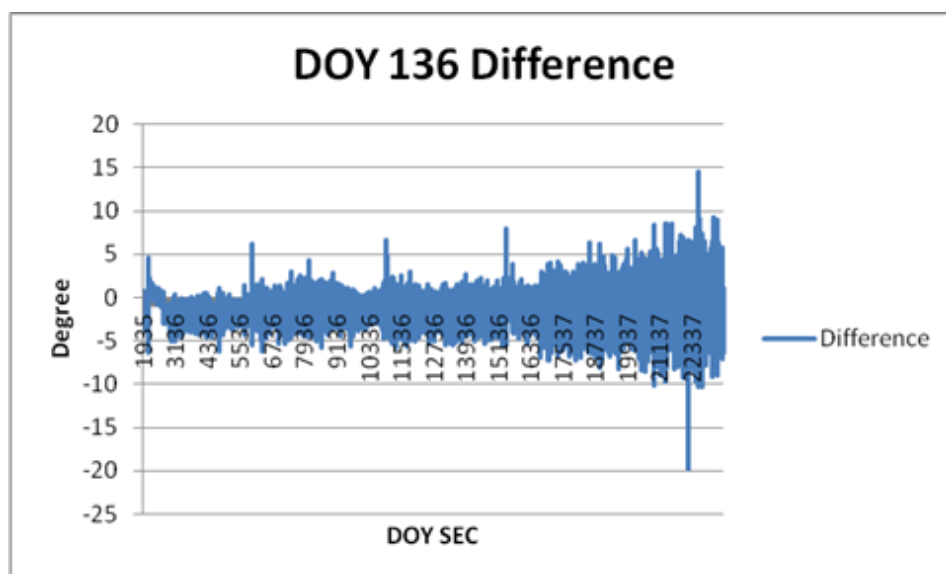


圖 5.4 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Yaw 姿態角差異圖(DOY:136)

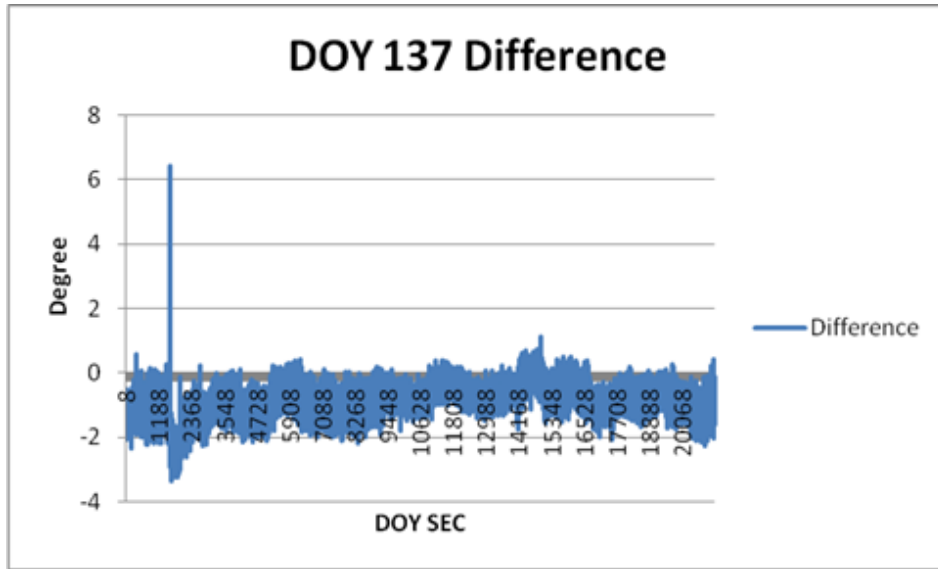


圖 5.5 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Yaw 姿態角差異圖(DOY:137)

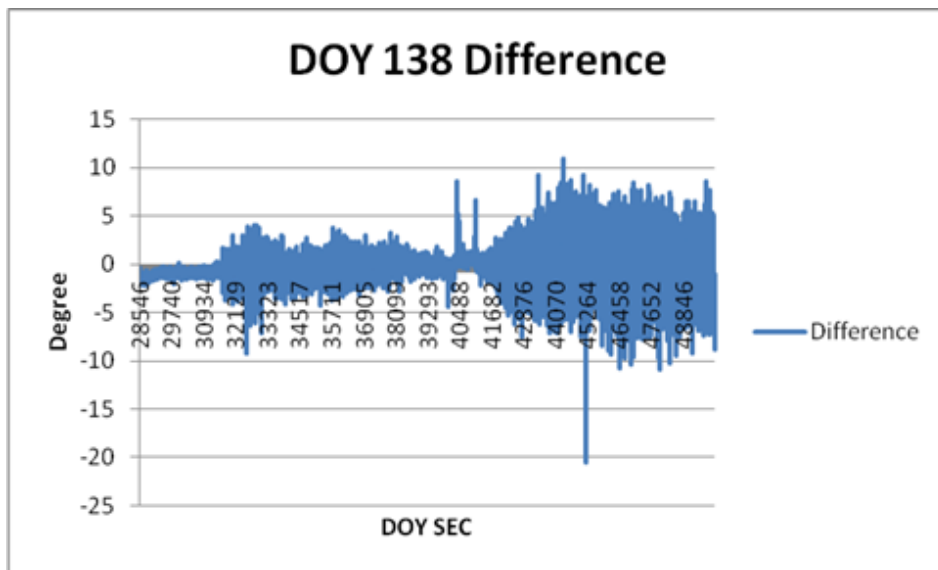


圖 5.6 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Yaw 姿態角差異圖(DOY:138)

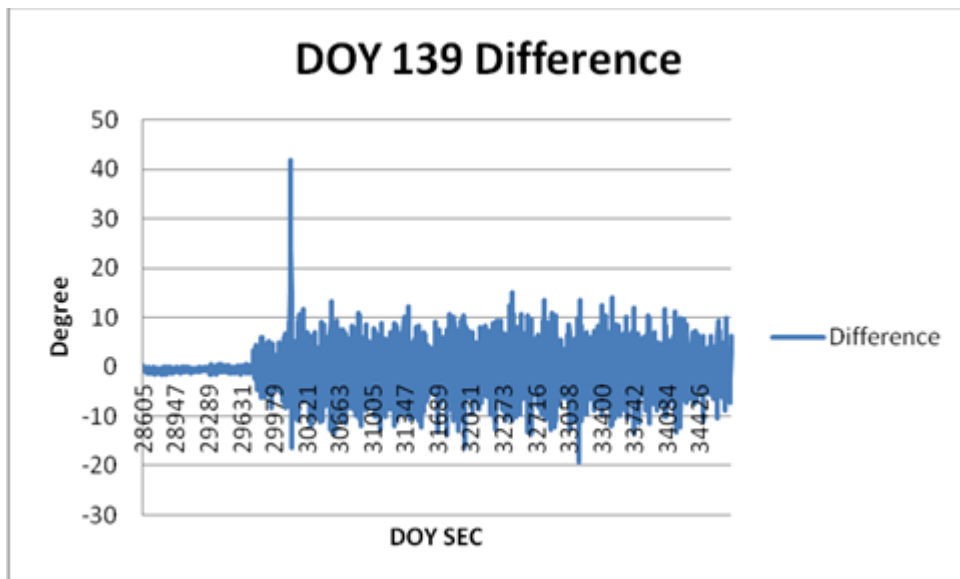


圖 5.7 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Yaw 姿態角差異圖(DOY:139)

表 5.2 船載 GNSS 之基線定位結果差異值歸納表(m)

GPS 天 (DOY)	平均值	標準誤差	均方根
DOY135	9.135	2.851	9.569
DOY136	-1.410	1.824	2.306
DOY137	-0.855	0.505	0.993
DOY138	-0.375	1.914	1.950
DOY139	-0.582	4.383	4.421

由圖 5.3~5.7 以及表 5.2 之統計比較可得知，於 DOY135 當日，兩者之成果存有高達 9 度的差異，而在 DOY139，兩者亦有約 4 度的差異存在，僅在 DOY137 的成果較趨一致，顯示 IMU 與 GNSS 兩者成果有明顯的差異量。

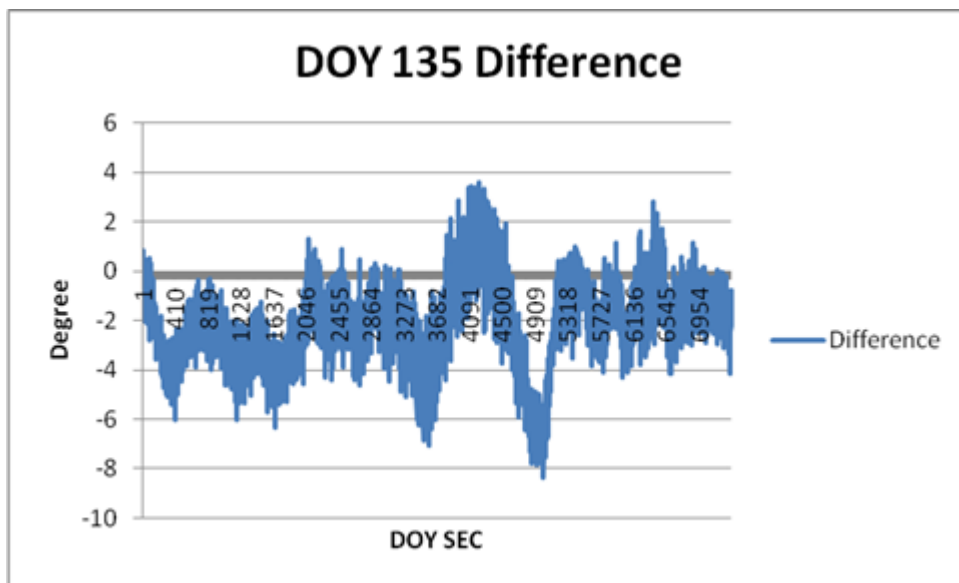


圖 5.8 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Pitch 姿態角差異圖(DOY:135)

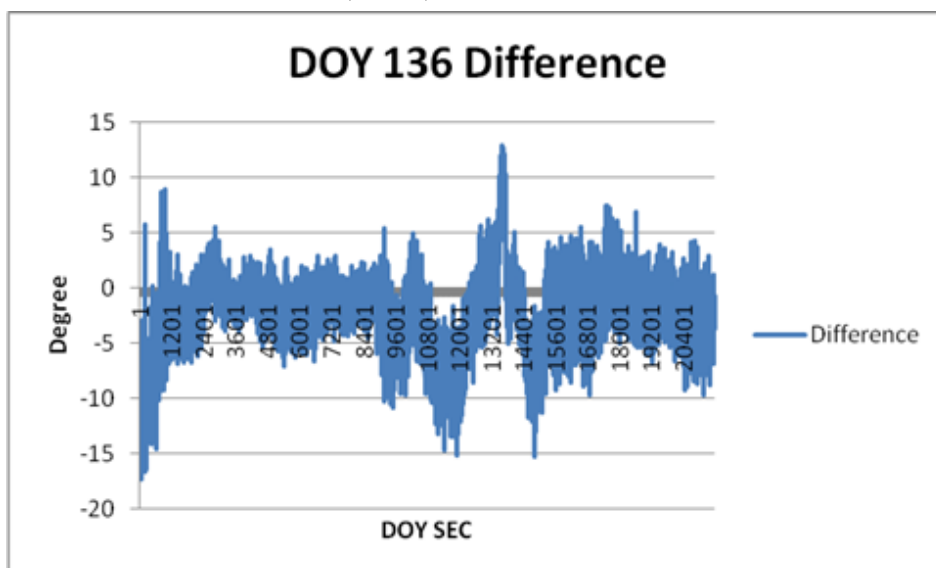


圖 5.9 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Pitch 姿態角差異圖(DOY:136)



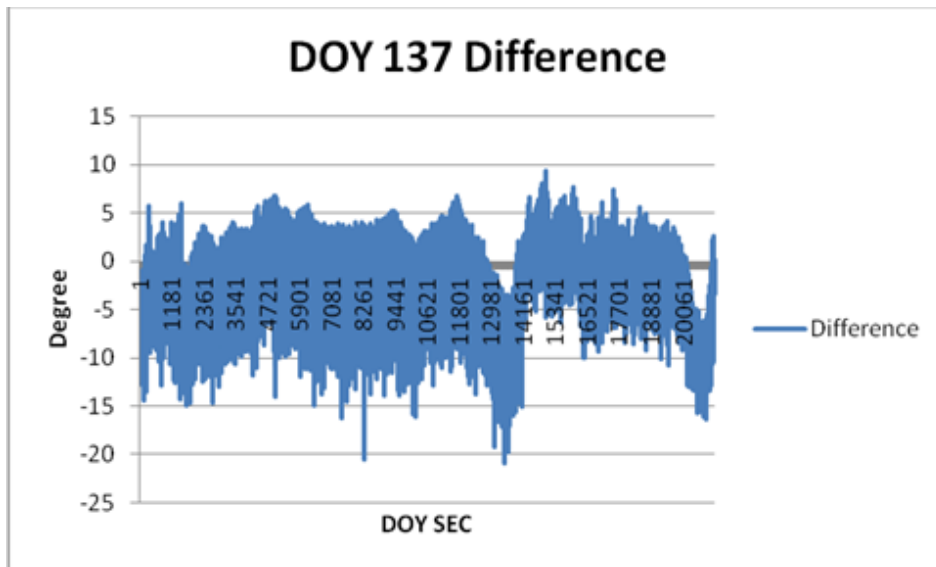


圖 5. 10 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Pitch 姿態角差異圖(DOY:137)

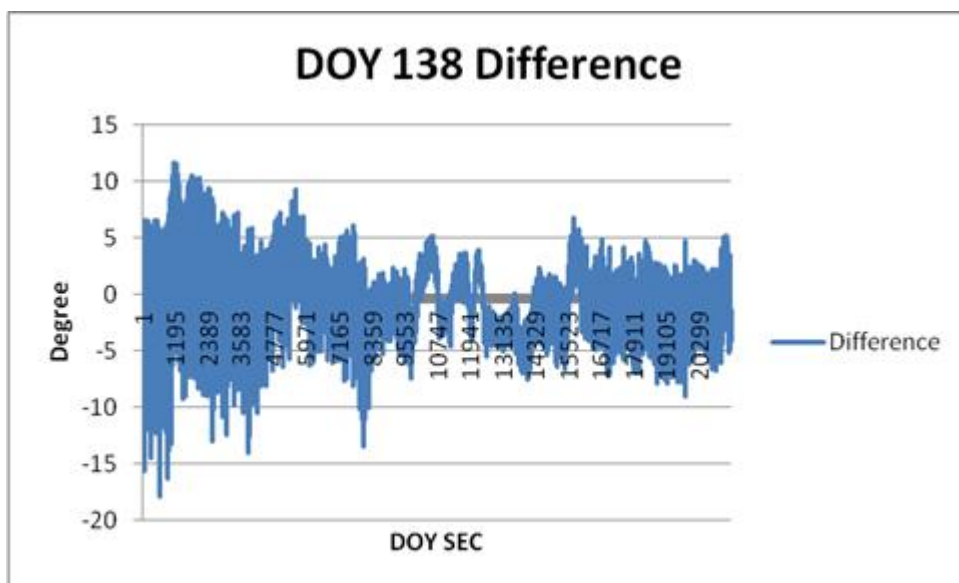


圖 5. 11 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Pitch 姿態角差異圖(DOY:138)

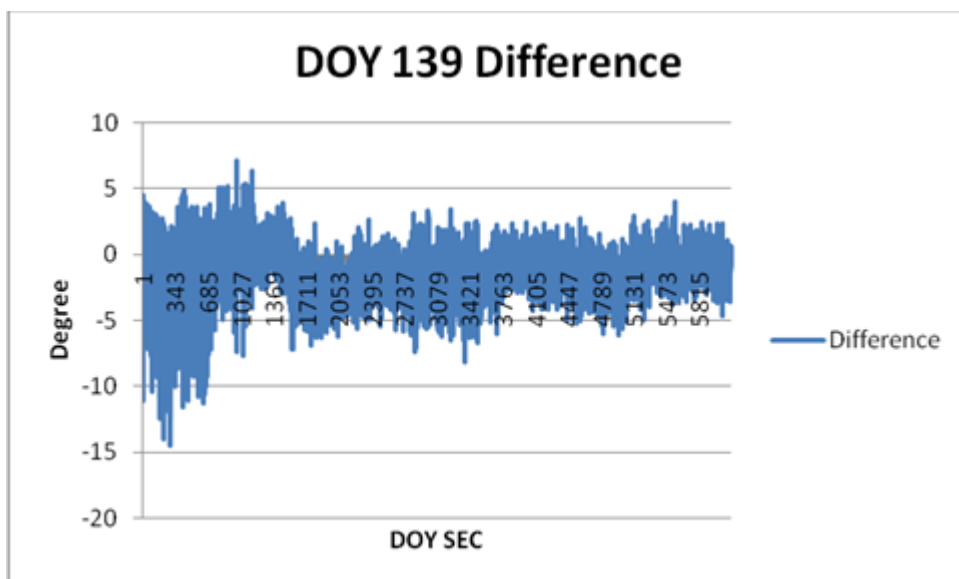


圖 5. 12 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Pitch 姿態角差異圖(DOY:139)

表 5.3 IMU 與 GNSS 於 Pitch 姿態角之差異統計表(Deg.)

GPS 天 (DOY)	平均值	標準誤差	均方根
DOY135	-2.154	1.686	2.735
DOY136	-2.302	3.272	4.000
DOY137	-2.937	3.958	4.929
DOY138	-0.710	3.207	3.285
DOY139	-1.498	2.182	2.646

由圖 5.8~5.12 以及表 5.3 之 Pitch 姿態角定位結果比較得知，自 DOY135~DOY139，兩者成果平均存有 1.5 度~5 度的差異，亦顯示 IMU 與 GNSS 兩者成果在 Pitch 方向有明顯的差異。

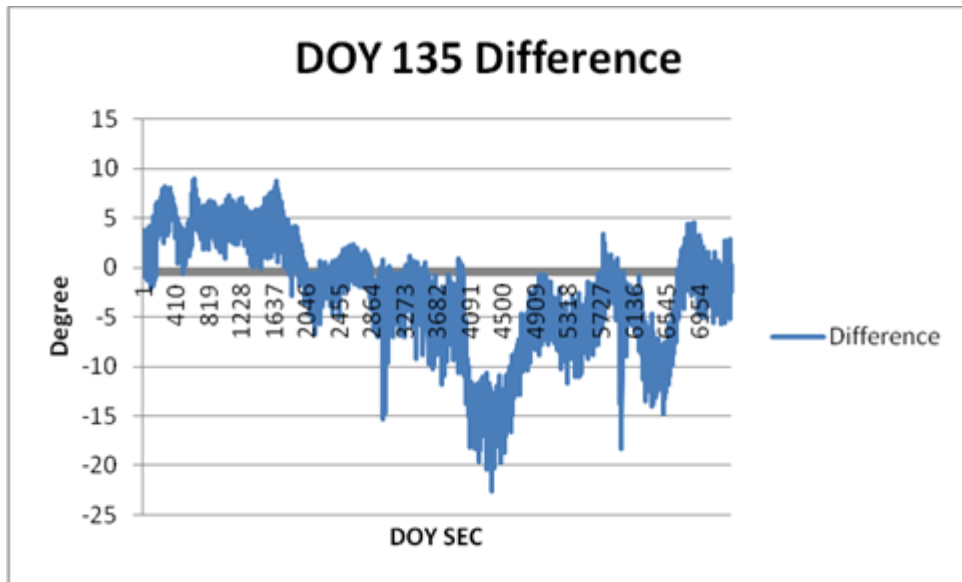


圖 5.13 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Roll 姿態角差異圖(DOY:135)

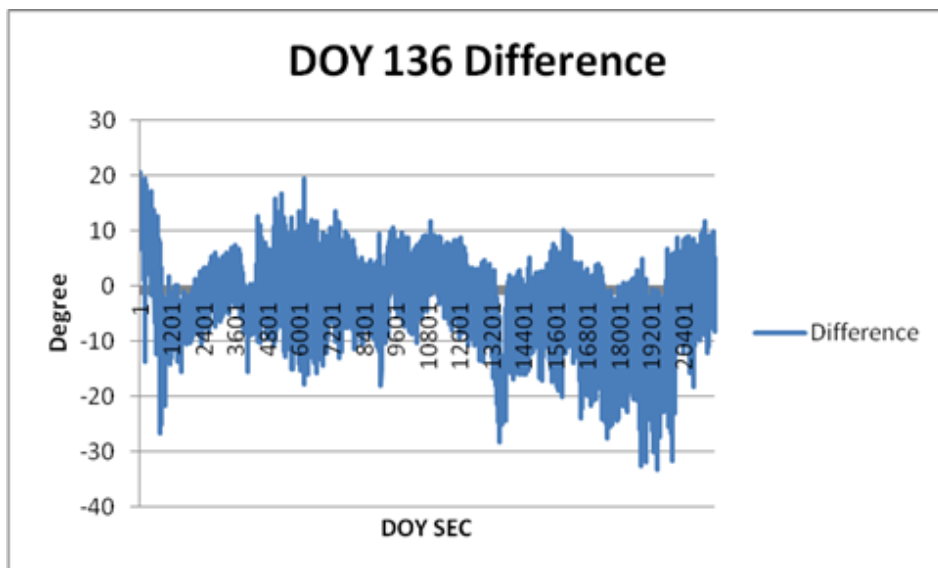


圖 5.14 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Roll 姿態角差異圖(DOY:136)

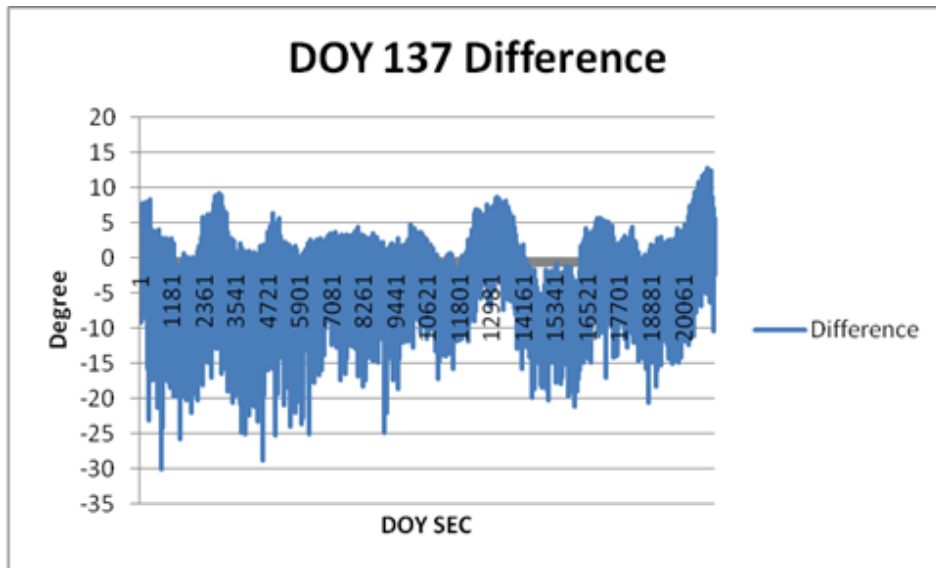


圖 5.15 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Roll 姿態角差異圖(DOY:137)

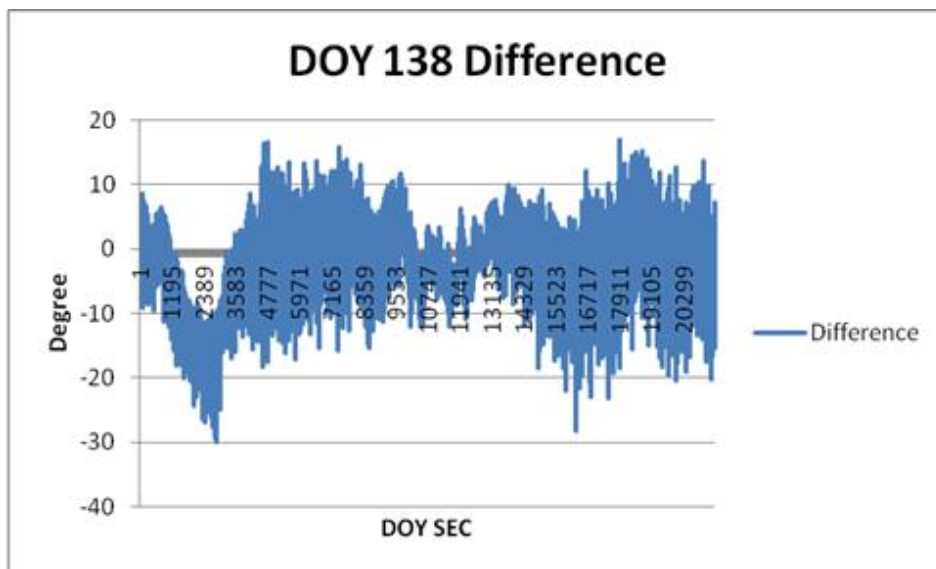


圖 5.16 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Roll 姿態角差異圖(DOY:138)

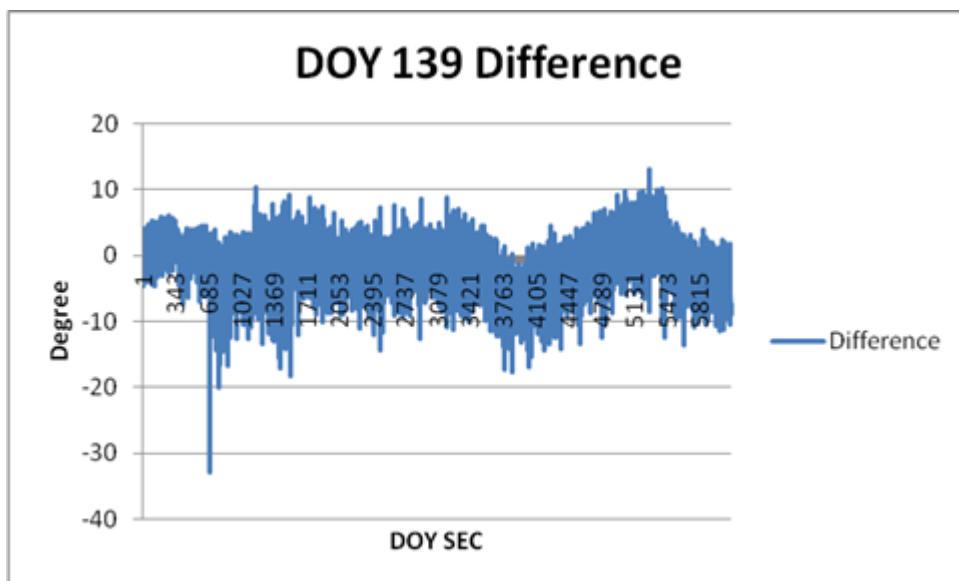


圖 5.17 戰術等級定位定向系統(IMU)與 GNSS 之 Roll 姿態角差異圖(DOY:139)



由圖 5.2(b)與圖 5.18 船載 GNSS 與 IMU 之位置圖可得知，本案船載外業工作時，IMU 位置並未裝置於 GNSS 天線交叉中心的位置，使得 GNSS 與 IMU 定位得的姿態角之間存有坐標框架不一致的問題，且亦由於 IMU 並未位於 GNSS 的天線平面上(圖 5.2(b))，兩者之間亦有高度差異的問題，此綜合的差異與不一致性，導致 GNSS 與 IMU 的姿態角成果無法直接比較。

若能得知兩者於起始狀態時的起始姿態角差異，可有效修正坐標框架與高度差異造成的影響。然而，由於此次本案使用的船載資料，並無起始狀態時的姿態角差異量提供使用，使得兩者的起始差異量無法有效修正，而導致表 5.2~表 5.4 的差異結果。

### 5.3 應用姿態角成果進行海水面高之修正

傳統上，對於船載 GNSS 天線盤高度的垂距改正，均採出航前先量測天線盤相位中心至海水面的垂距修正量(假設為定值)，並將後續動態定位得到的天線相位中心橢球高以此固定的常數進行垂距修正，以得到海水面高。然而，船隻航行時，必會受到潮水以及其他自然因素之影響，使得船體產生晃動的情況。此時，原先量測得的橢球高修正垂距，即難以與海水面保持定值，並隨著船行的姿態而改變。因此，本計畫分別以戰術等級定位定向系統與 GNSS 定位系統得到的姿態角代入修正瞬間的橢球高高度，以藉此獲得較精確的海水面高度，並與全球的平均海水面 DTU10 MSS(Mean Sea Surface)(Anderson et al., 2009)進行比較。

DTU10 MSS 為 Danmarks Tekniske University 製作之 1'全球平均海水面網格(Anderson et al., 2009)，其使用 1993~2009 年，共 16 年的 T/P+Jason1j 衛星測高資料，在極區，則採用 ERS-2、ICESAT、ENVISAT 等觀測資料，包括 Topex/Poseidon (T/P)、Jason-1、ERS-1、ERS-2、ENVISAT、Geosat GM and GFO 進行解算。

本計畫以 DTU10 MSS 的海水面高度作為參考高度，將 GNSS 測得的橢球高先進行姿態角之修正(暫不應用戰術等級定位定向系統(IMU)測得的姿態角)以及海水潮位的改正，再將此修正後的海水面高度與 DTU10 MSS 平均海水面高度進行比較，計算兩者的差值以評估姿態角修正的效益，成果如圖 5.19~圖 5.39 以及表 5.5 所示。

由統計結果可以得知，姿態角修正具有改善海水面高度成果之效益，其差異量的平均值自 -1.145(m)降至 -1.082(m)，約降低 0.063(m)，改善幅度約為 5.50%；而均方根誤差則由 1.162(m)降至 1.100(m)，約減少 0.062(m)，改善幅度約 5.34%；標準差則自 0.203(m)降至 0.196(m)，約降低 0.007(m)，改善幅度達 3.45%。

表 5.5 船載姿態角修正效益統計表(與 DTU10 MSS 的差值)

姿態角修正	平均值(m)	標準誤差(m)	均方根(m)
修正前	-1.145	0.203	1.162
修正後	-1.082	0.196	1.100

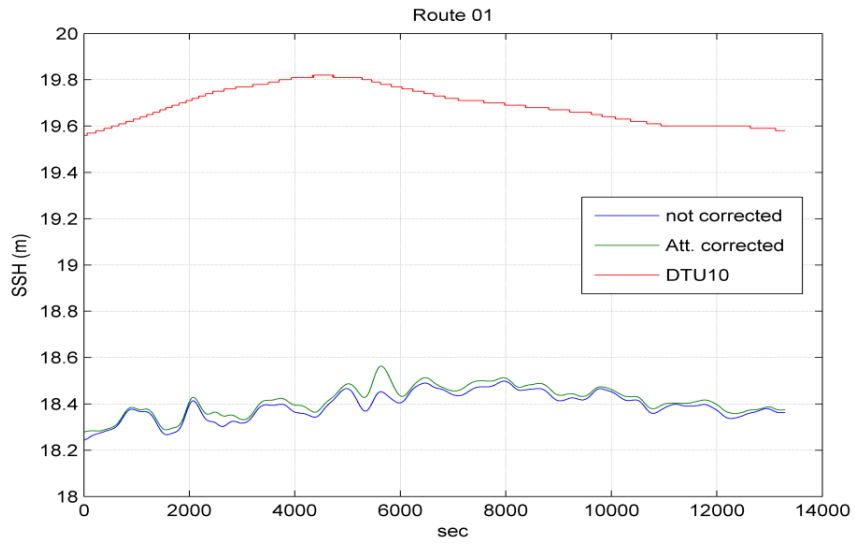


圖 5.19 航線 01 姿態角修正前後之海水面高比較成果

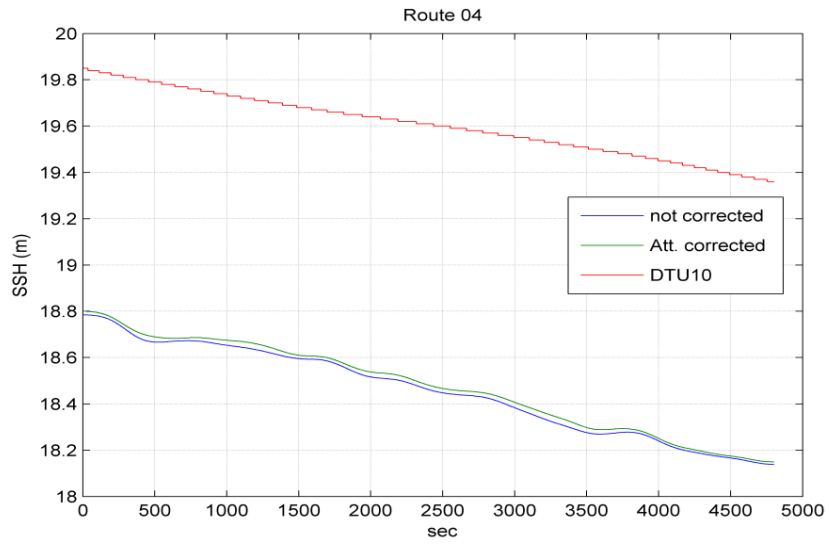


圖 5.20 航線 04 姿態角修正前後之海水面高比較成果

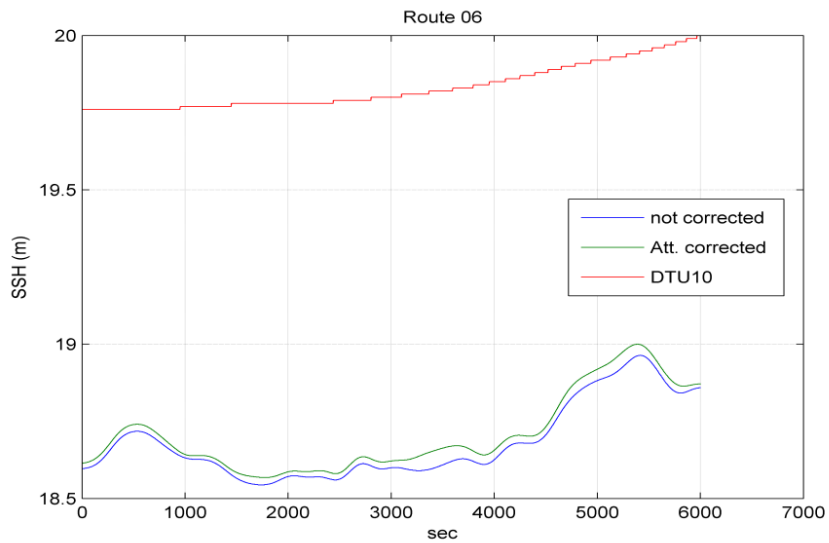


圖 5.21 航線 06 姿態角修正前後之海水面高比較成果

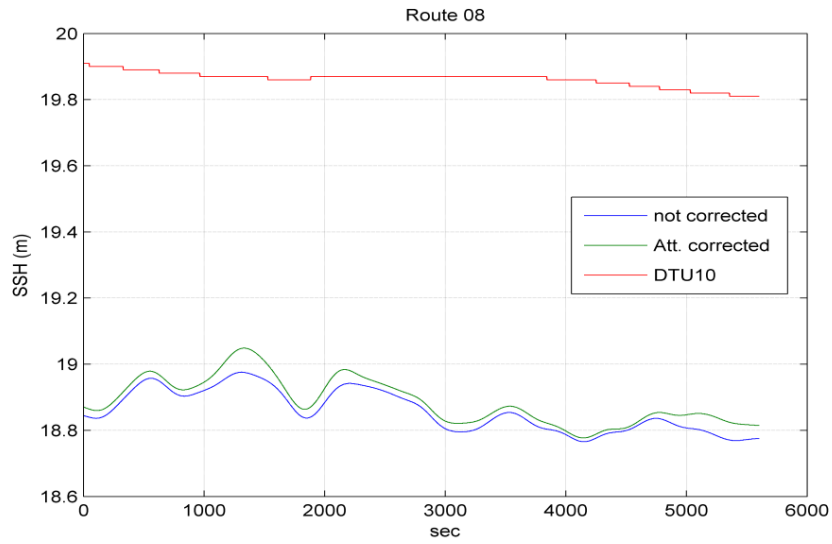


圖 5.22 航線 08 姿態角修正前後之海水面高比較成果

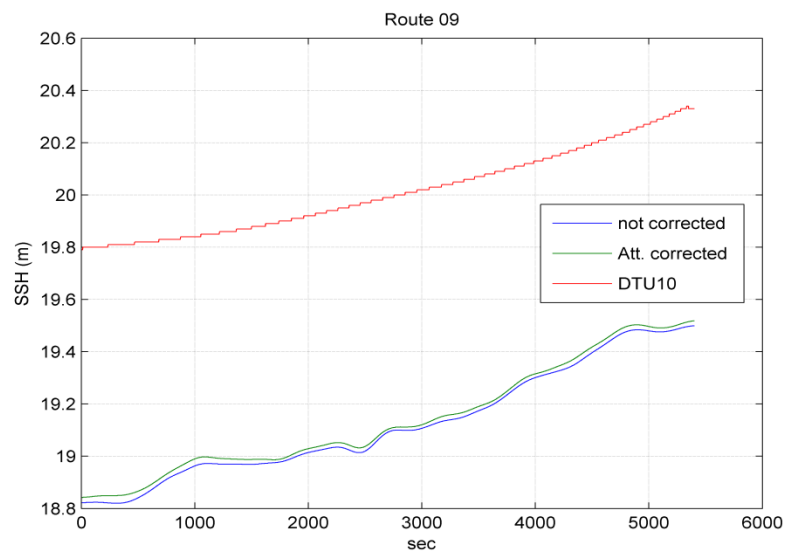


圖 5.23 航線 09 姿態角修正前後之海水面高比較成果

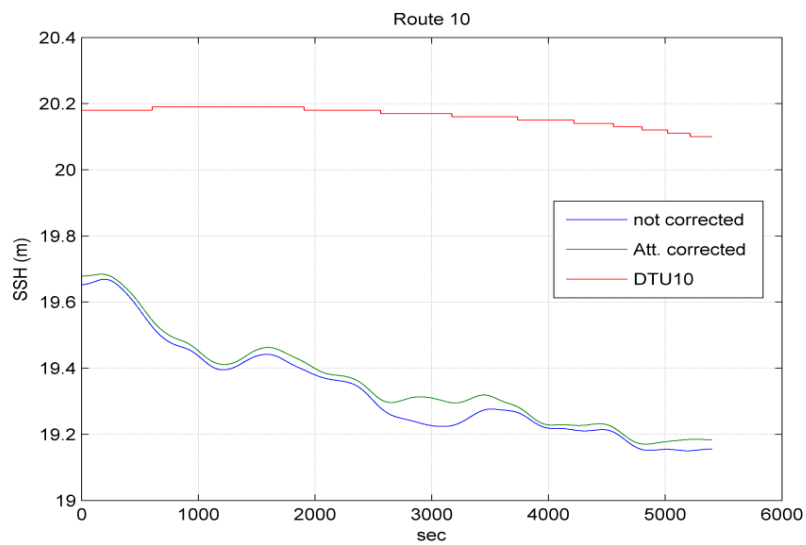


圖 5.24 航線 10 姿態角修正前後之海水面高比較成果

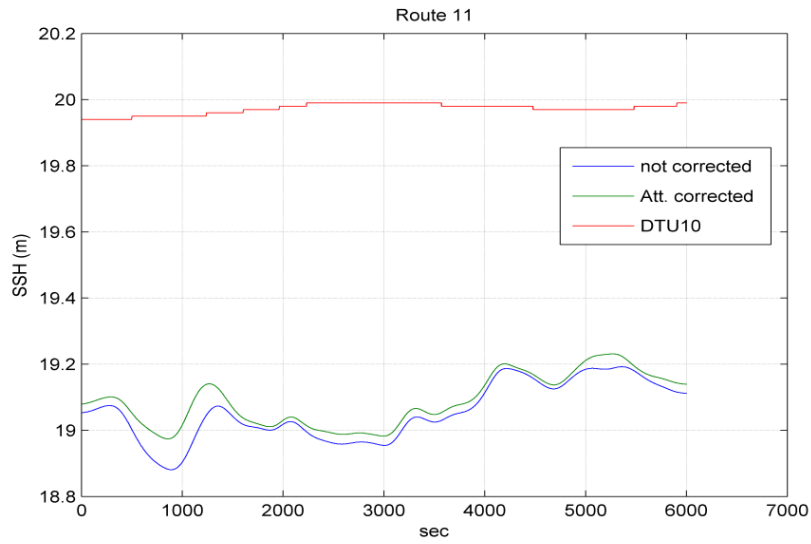


圖 5.25 航線 11 姿態角修正前後之海水面高比較成果

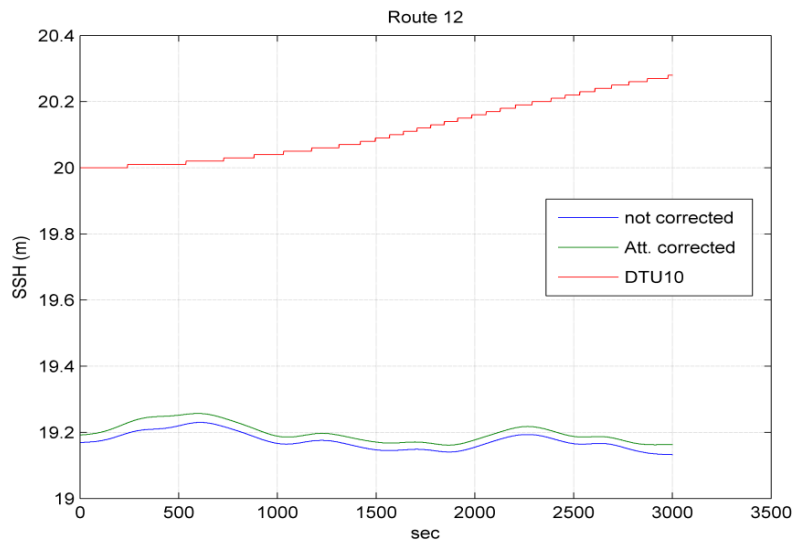


圖 5.26 航線 12 姿態角修正前後之海水面高比較成果

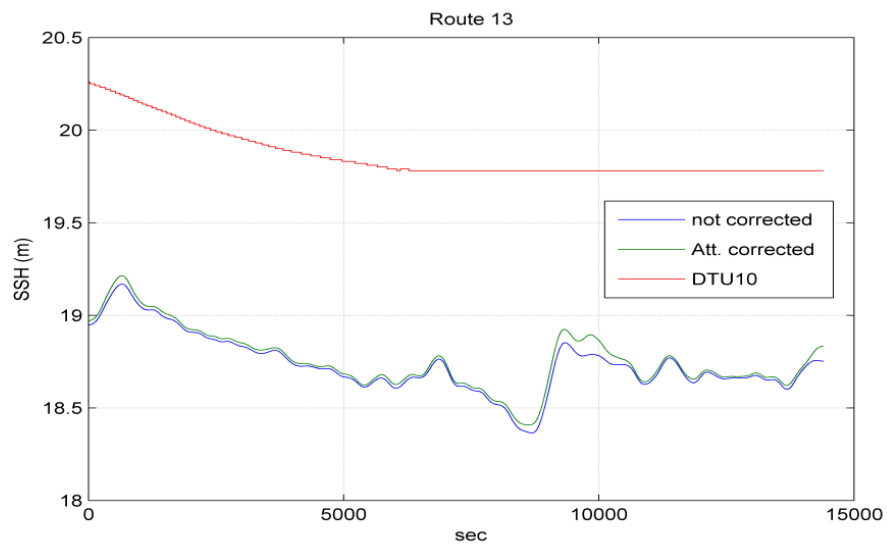


圖 5.27 航線 13 姿態角修正前後之海水面高比較成果



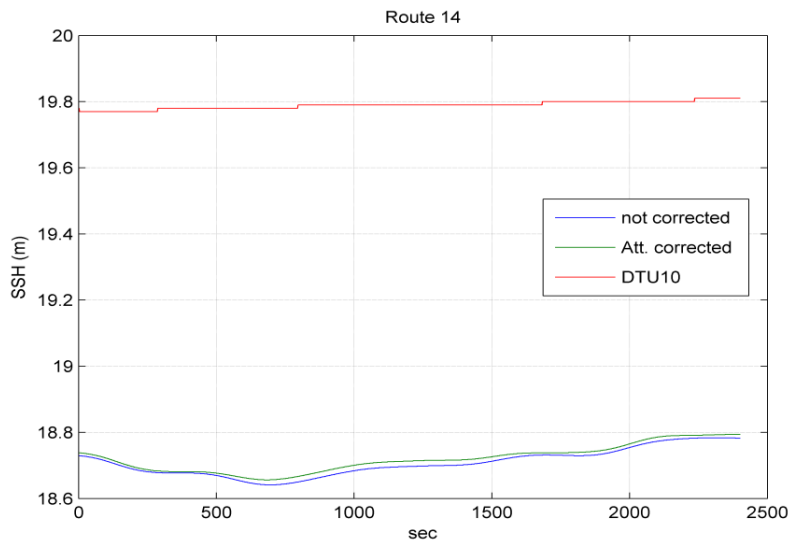


圖 5.28 航線 14 姿態角修正前後之海水面高比較成果

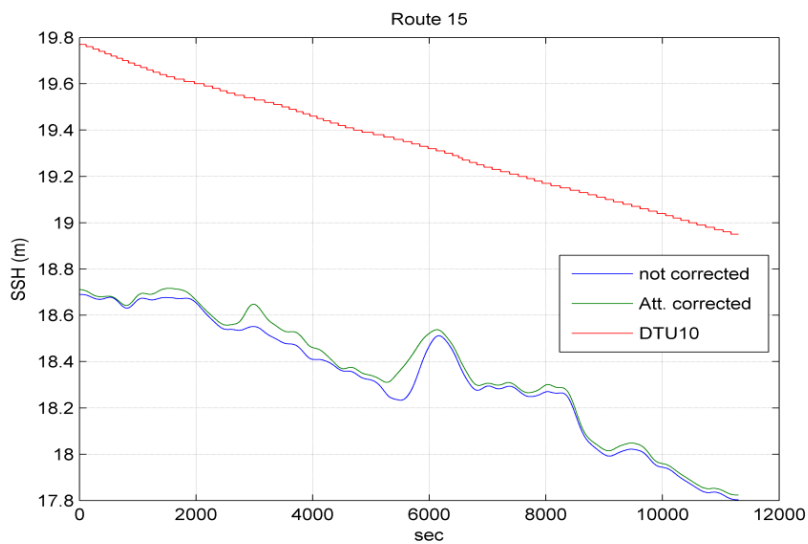


圖 5.29 航線 15 姿態角修正前後之海水面高比較成果

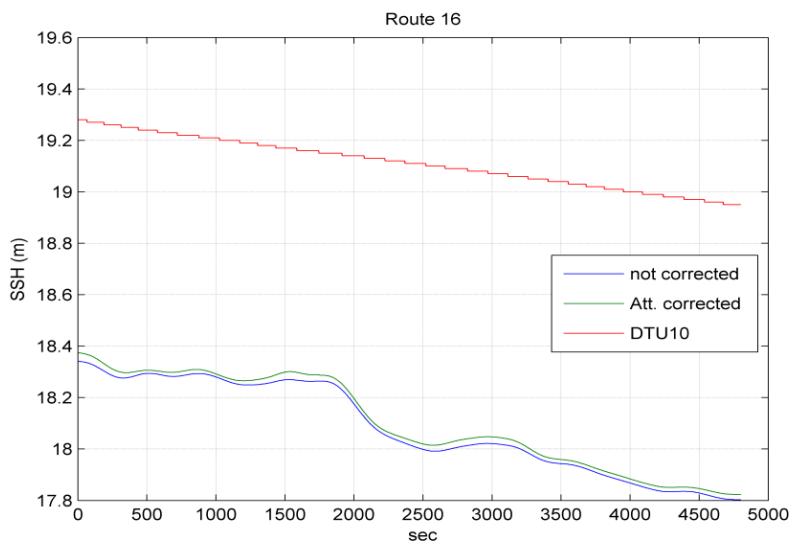


圖 5.30 航線 16 姿態角修正前後之海水面高比較成果

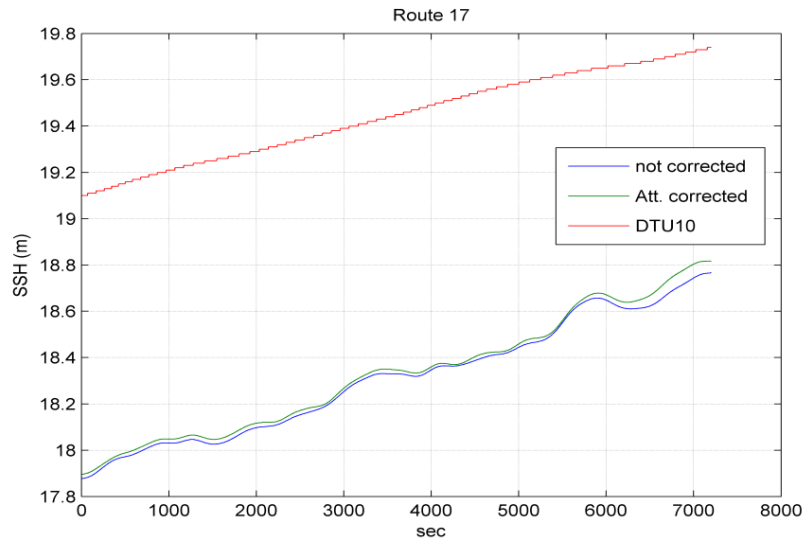


圖 5.31 航線 17 姿態角修正前後之海水面高比較成果

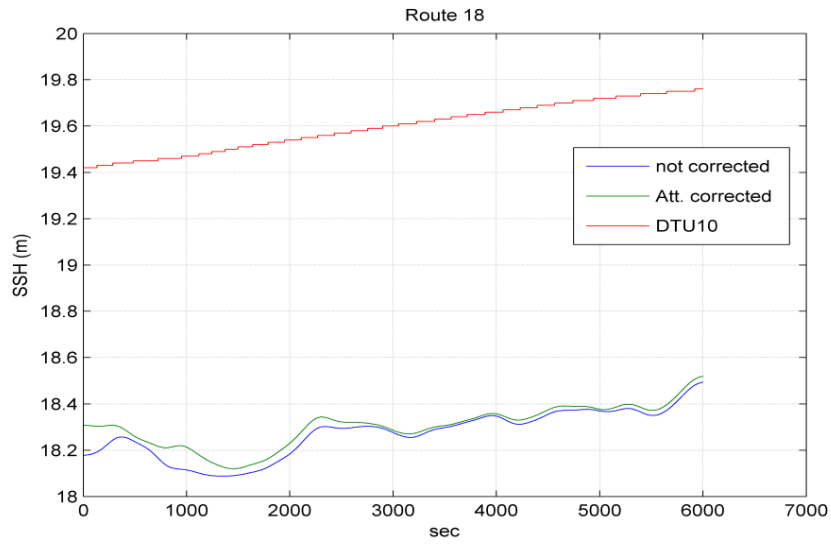


圖 5.32 航線 18 姿態角修正前後之海水面高比較成果

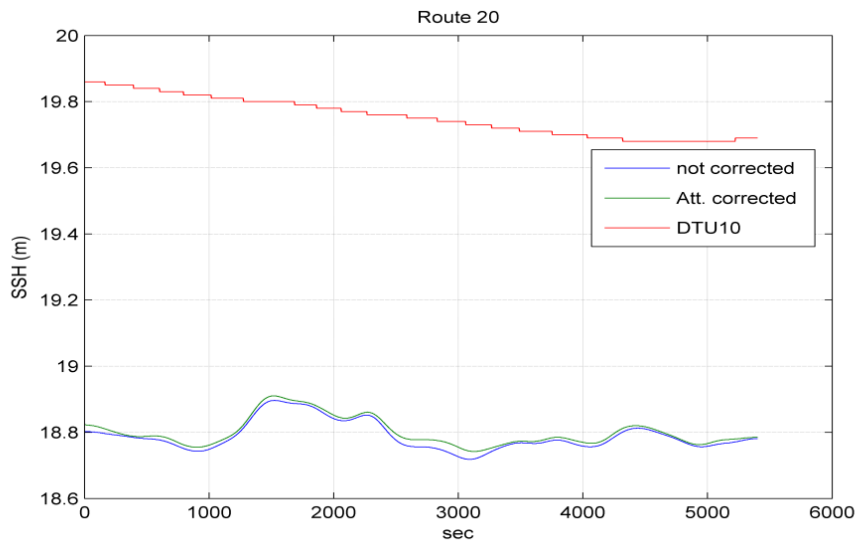


圖 5.33 航線 20 姿態角修正前後之海水面高比較成果

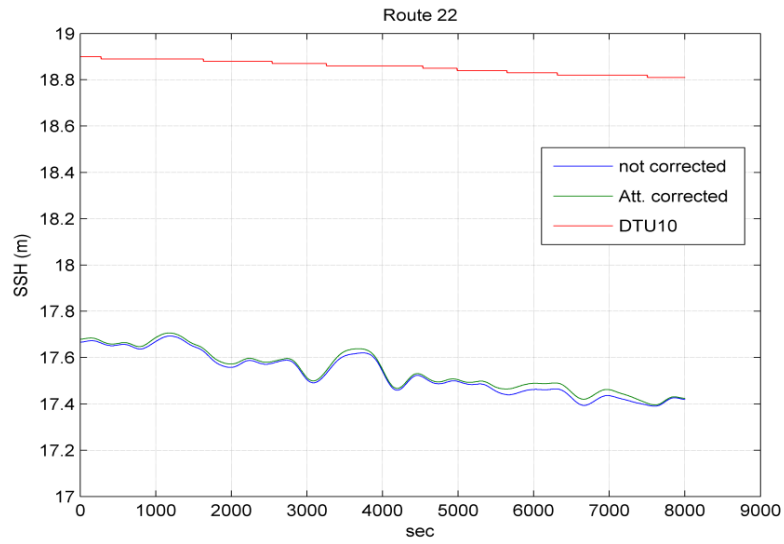


圖 5.34 航線 22 姿態角修正前後之海水面高比較成果

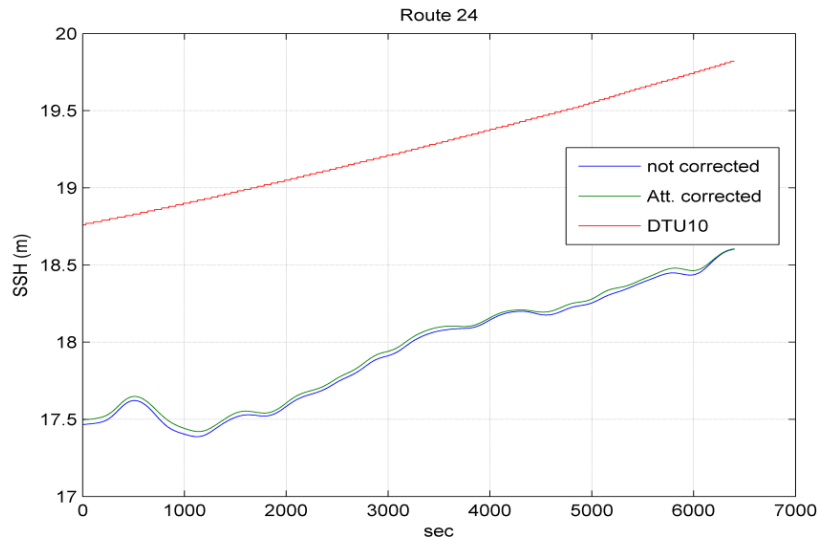


圖 5.35 航線 24 姿態角修正前後之海水面高比較成果

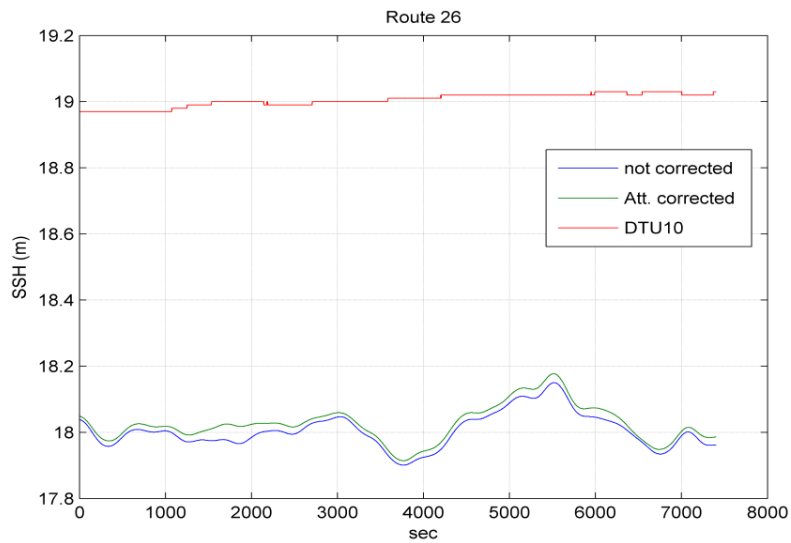


圖 5.36 航線 26 態角修正前後之海水面高比較成果

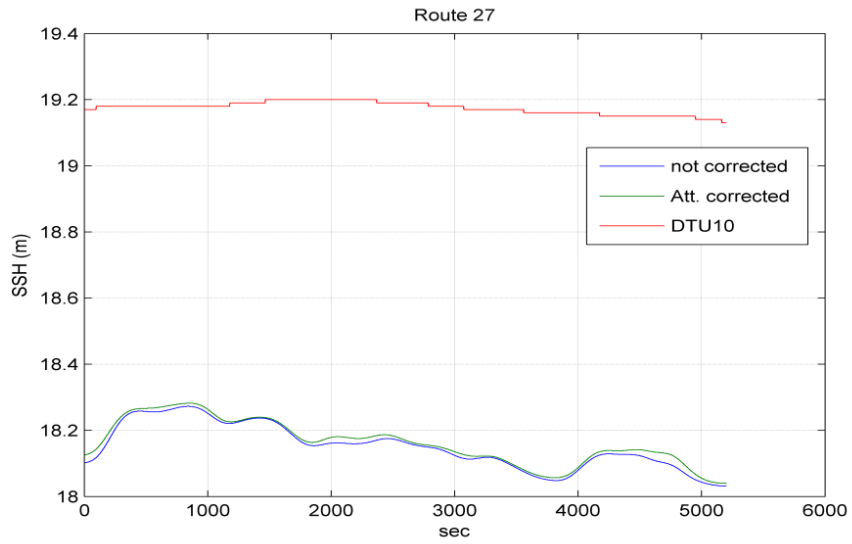


圖 5.37 航線 27 姿態角修正前後之海水面高比較成果

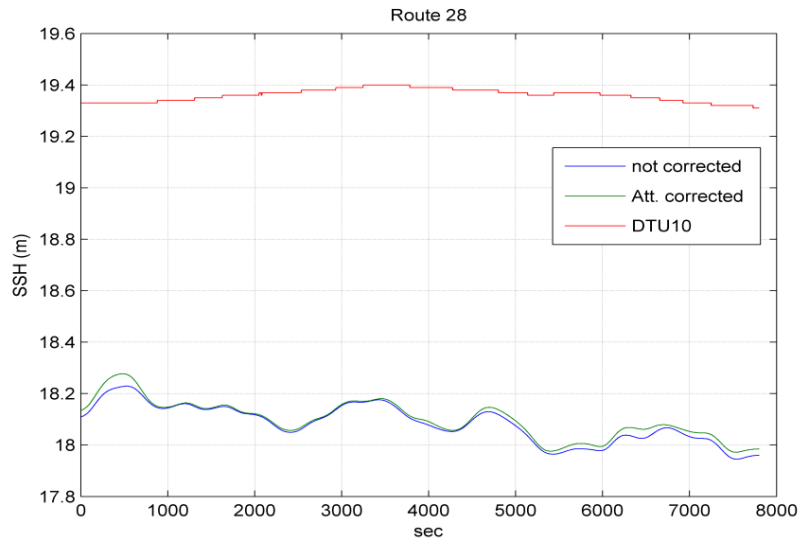


圖 5.38 航線 28 姿態角修正前後之海水面高比較成果

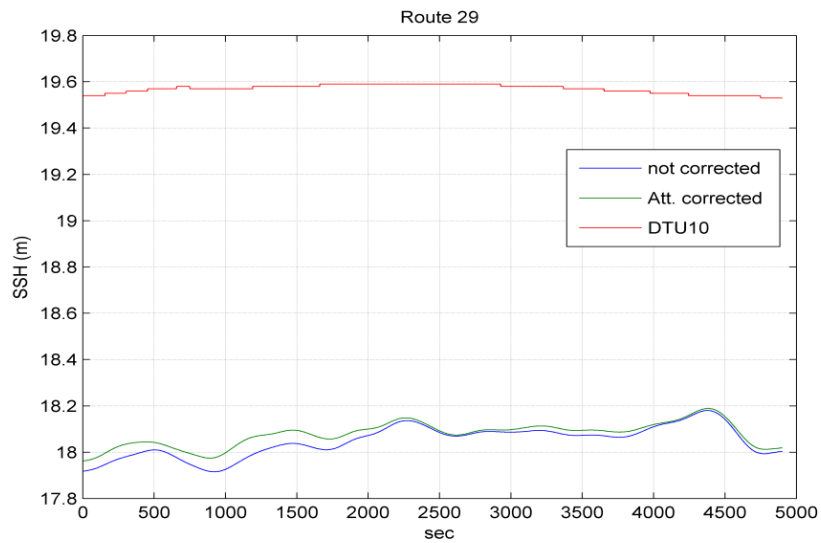


圖 5.39 航線 29 姿態角修正前後之海水面高比較成果

## 5.4 戰術等級定位定向系統與 GNSS 定位系統之效益比較

表 5.6 比較戰術等級定位定向系統與 GNSS 定位系統之使用效益，綜合而言，GNSS 衛星定位系統已廣泛應用於許多工程與科學領域之中，於空間資訊領域之應用亦是如此，其軟硬體、作業規範等均達成熟階段，操作簡便，且可獲得高精度的三維定位成果。然而，無法高頻取樣以及需要良好透空環境為其缺點。而對於姿態角之測定，船體的大小/尺寸為其瓶頸，使得 GNSS 的定位基線長度不足，進而影響姿態角的量測成果精度。

戰術等級定位定向系統擁有高頻取樣、不受環境透空優劣影響等優點，其相對於船載至少需要 3 組以上的 GNSS 系統配備，戰術等級定位定向系統的購置成本相對較低。然而，戰術等級定位定向系統會隨著時間之增長而大幅降低其成果精度，因此，系統均搭配一自身的衛星定位系統，且其較需要專業操作、分析人員的養成訓練，對於資料的處理亦較繁雜。

受限於本次海測船上儀器安置的空間限制，戰術等級定位定向系統所定義之載體坐標系與 GNSS 多天線陣列推算姿態之基線間存在若干不重合之系統誤差，增加滾轉(Roll)與俯仰(Pitch)誤差分析之困難度，建議未來於船載外業時，製作一可將 GNSS 天線固定於四個角落點(即船頭尾與兩翼)，且 IMU 可固定於天線交叉中心的固定式鋼架，如此可有效避免坐標框架與儀器裝置高度差的影響，使得 GNSS 與 IMU 的姿態角結果得以比較，而能評估戰術等級定位定向系統修正 GNSS 天線高度的效益，並應用修正後的船行姿態角得到船重心位置的修正後橢球高，以推算每個觀測時刻的精確海水面高度。

表 5.6 戰術等級定位定向系統與 GNSS 系統之姿態角量測效益比較

	戰術等級定位定向系統	GNSS 定位系統
優點	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 軟硬體技術、相關規範成熟</li> <li>● 精度佳</li> <li>● 取樣頻率高</li> <li>● 成本較低</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 軟硬體技術成熟</li> <li>● 作業規範成熟</li> <li>● 精度佳</li> <li>● 操作簡易，使用廣泛</li> </ul>
缺點	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 隨時間增長，精度降低</li> <li>● 需專業人員養成訓練</li> <li>● 資料處理較繁雜</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 成本高</li> <li>● 需透空良好之環境</li> <li>● 取樣頻率低</li> <li>● 姿態角精度受限於基線長度之影響</li> </ul>

## 5.5 本章小結

本章就「評估戰術等級定位定向系統之應用」之工作項目完成使用近岸 GNSS 靜態固定站資料，以差分定位方式計算船載 GNSS 天線之動態位置，獲得天線的動態定位坐標，並應用全測站儀器量測各天線之間的相對位置以驗證 GNSS 基線定位。同時應用船載海測資料，評估戰術等級定位定向系統，並與 GNSS 多天線陣列推得的船行姿態角(含航向 Yaw、滾轉 Roll 與俯仰 Pitch)進行

比較。然而，由於兩者裝設位置之不一致(圖 5.2(b)與圖 5.18)，使得兩者成果存有框架差異之影響而不易對應比較。因此，建議未來船載外業時，應製作一固定式鋼架，使得 GNSS 天線與 IMU 固定於同一框架設備上，IMU 裝置於框架中心，並於框架的頭尾與兩翼處分別裝置 GNSS 接收天線，此將使得 GNSS 推得的姿態角以框架中心為重心，而能易於與 IMU 得到的姿態角定向成果進行比較與分析評估。

另外，本工作項目以 DTU10 MSS 的海水面高度作為參考高度，將 GNSS 測得的橢球高先進行姿態角之修正(暫不應用戰術等級定位定向系統(IMU)測得的姿態角)以及海水潮位的改正，並將修正後的海水面高度與 DTU10 MSS 平均海水面高度進行比較，計算兩者的差值。由統計結果可以得知，姿態角修正具有改善海水面高度成果之效益，其差異量的平均值自 -1.145(m)降至 -1.082(m)，約降低 0.063(m)，改善幅度約為 5.50%；而均方根誤差則由 1.162(m)降至 1.100(m)，約減少 0.062(m)，改善幅度約 5.34%；標準差則自 0.203(m)降至 0.196(m)，約降低 0.007(m)，改善幅度達 3.45%。

## 第六章 多平台製圖系統聯合作業模式之研究

本項工作之目的為探討如何融合多平台移動式遙測系統資料，包括空載、車載與個人攜行式等遙測影像，進行快速製圖與大量地理資訊之萃取，同時分析此作業模式在土地利用調查之可行性、定位精度，以及土地利用調查層級之分析等，本項工作主要重點有以下兩項：

1. 研提車載、空載與個人攜行系統聯合作業模式，並進行絕對定位精度分析。
2. 以服務導向架構(Service-oriented Architecture, SOA)，配合雲端(Cloud)技術，整合各式地理資訊系統圖資與多平台遙測系統影像，發展聯合土地利用調查作業模式。

資料融合之目的為根據不同平台遙測影像資料之特性(如表 6.1 所示)，例如觀測方向、空間解析度、時間解析度、定位精度、空間分布、遮蔽效應、色彩(波譜)資訊等，擷取各資料之優點，進而根據應用之需求萃取所需之幾何與屬性資訊。

表 6.1 各平台遙測影像資料之特性

	空載傾斜攝影	測繪車	個人攜行式
觀測方向	垂直、傾斜 30-45 度	水平	水平
空間解析度 (視焦距與距離)	8~25 公分	1~10 公分	1mm~10 公分
時間解析度	低	高	高
空間分布	空中 800~1600 公尺間 (拍攝地面完整度最高)	道路上(可短時間不透空)	任何有足夠透空度之地點
定位精度	1~10 公尺(視 IMU 等級 與前處理方式)	20 公分~4 公尺(視 GNSS 訊號是否良好及 IMU 等 級)	10 公分~4 公尺(視 GNSS 訊號是否良好)
遮蔽效應	低樓層容易受到建物或 相鄰樹木之遮蔽	建物、路樹、高架道路或 橋、路燈、人、車等	建物、樹木、高架道路或 橋、路燈、人、車等
色彩(波譜)	紅綠藍	紅綠藍	紅綠藍
主要目標	地形、屋頂、牆面	路旁各式地物、商店與牆 面	汽車不易到達之處各式 地物

為了達到資料融合之目標，必須開發使用者介面建立聯合作業模式，除了在資料面上整合多平台遙測影像資料外，在技術面則整合了攝影測量、地理資訊系統、全球導航衛星系統、電腦繪圖、影像處理、軟體工程與資通訊科技等。分析本項工作之內容可再細分成建立一項基礎架構及開發一項應用模式，也就是(1)建立雲端運算服務導向架構之多平台製圖系統，(2)發展土地利用調查之聯合作業模式，(3)實作『國土地利用調查與影像管理多平台移動測繪管理系統』，附帶工作則是(4)進行絕對定位精度分析。因篇幅有限，以下簡略說明此四項研究之方法。

## 6.1 建立雲端運算服務導向架構之多平台製圖系統

服務導向架構和雲端(Cloud Computing)運算，是目前工業界和學術界都非常關注的兩個領域。1996年世界知名諮詢公司 Gartner Group 就提出了 SOA 的思想。2002年 Gartner Group 又提出了 SOA 是現代應用軟體開發最重要的課題。2005年，一些資訊科技組織成功建立並實施了 SOA 應用軟體，IBM 等廠商看到其價值，也紛紛提出自己的 SOA 解決方案。如圖 6.1 Gartner : Hype Cycle for Application Architecture 技術成熟度曲線的五種周期，Hype Cycle 是對技術的成熟度，大眾接受度和商業應用程度的一個圖形化表示。通過 Hype Cycle，可以估計某個技術什麼時候會走出所謂狂熱期，最終走向成熟，為大眾所接受。圖 6.1 顯示 2008 年 SOA 已經脫離谷底逐步朝向成熟階段，雲端運算則剛由萌芽期邁向過熱期。2009 年 SOA 已成為佔有絕對優勢的軟體工程實踐方法，雲端運算則位於過熱期的頂峰。當 2010 年時，SOA 已不在 2010 的 Hype Cycle for Application Architecture 圖上，人們已經不再談 SOA 是什麼、能做什麼，而是談論 SOA 的最佳實踐。反觀雲端運算仍處於過熱期頂峰，離進入成熟期主流應用階段仍有相當的距離。

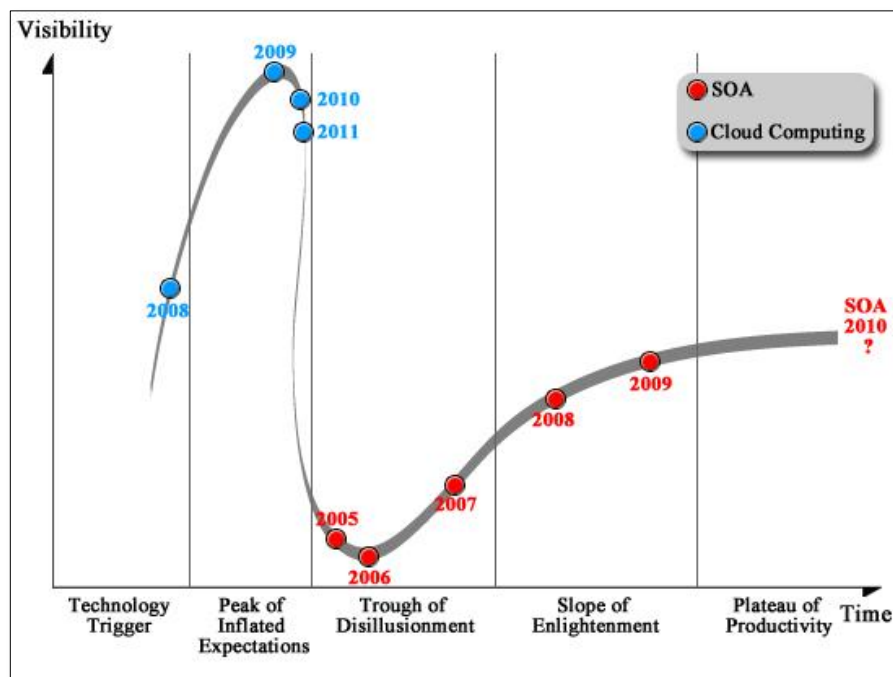


圖 6.1 Hype Cycle for Application Architecture(來源: Gartner Group)

另外，從圖 6.2 Google Trends : Cloud Computing vs. SOA 來看雲端(Cloud Computing)運算和服務導向架構(SOA)熱門的程度，圖表上的數字代表在某段時間內，相對於在 Google 上執行的總搜尋量，某個字詞被搜尋了多少次。這些數字表示的是並不是絕對的搜尋量數字，相關資料是經過標準化後得出圖表中的每個點。如圖 6.2 所示，雲端運算(Cloud Computing)，2007 年第 3 季度才誕生的新名詞，其受到關注程度與服務導向架構(Service Oriented Architecture, SOA)至今一直居高不下。



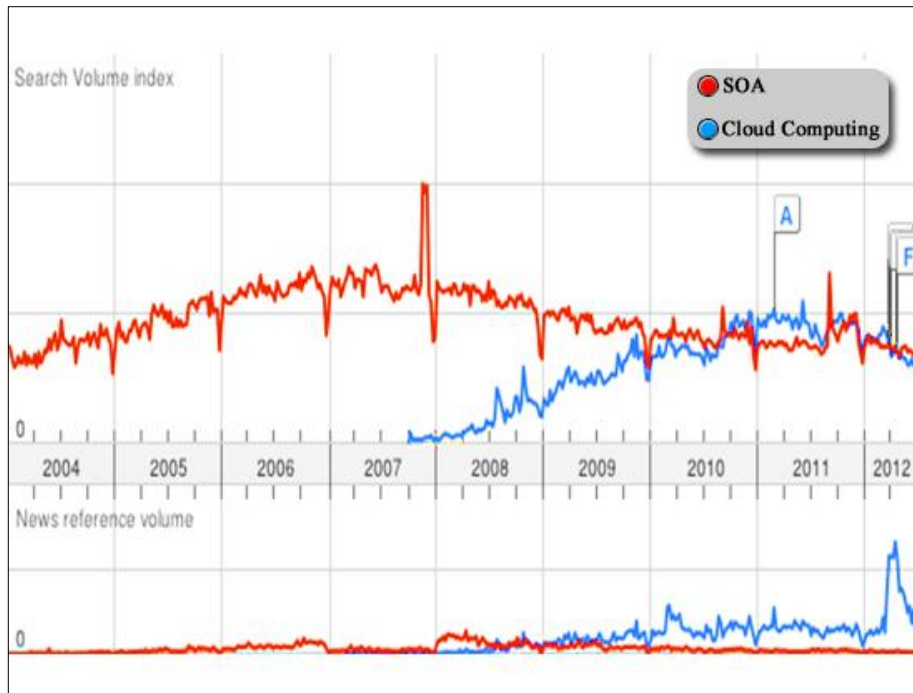


圖 6. 2 Cloud Computing vs. SOA (來源: Google Trends)

SOA 是一種軟體架構設計的模型和方法論。從業務角度來看，為了解決在 Internet 環境下業務互通性的需要，一切以「服務」的價值為出發點，SOA 利用企業現有的各種遺留系統(Legacy system)軟體，重新整合並建構起一套新的軟體架構。這套軟體架構能夠隨著業務的變化，隨時靈活地結合現有服務，組成新軟體。而雲端運算是因為資料或計算的高速增長，目前的處理能力不足，用以解決應用系統計算資源利用率不平衡的擴展性問題，是一種 IT 基礎設施交付和使用模式，這種模式通過網路以需求為導向的方式運用雲端運算服務(Cloud Computing Services)與雲端科技(Cloud Technology)獲得所需資源，可以隨時隨地透過 Internet 存取雲端科技平台的「服務」，包括：資料、網路、伺服器、儲存裝置、應用程式、各種應用服務等。

本計畫長期的目標為配合雲端發展技術與空間資料庫(Spatial Database)、開放地理資訊系統(OpenGIS)、空間網路服務(Geospatial Web Service)、軟體工程與資通訊科技等相關實務，建置以服務導向架構為基礎的多平台製圖系統運作機制，其架構如圖 6.3 所示，此機制亦可同時結合國家空間資料基礎建設(National Spatial Data Infrastructure, NSDI)。系統中擬將衛星與航照正射影像、空載垂直影像、空載傾斜影像、無人駕駛飛行載具影像、測繪車影像、個人攜行式測繪系統影像，以及各式 GIS 圖資，例如土地利用圖、通用版電子地圖、行政區界圖、地籍圖、交通路網圖、建物邊界圖、門牌號碼與地址等整合在一起建構聯合作業模式。

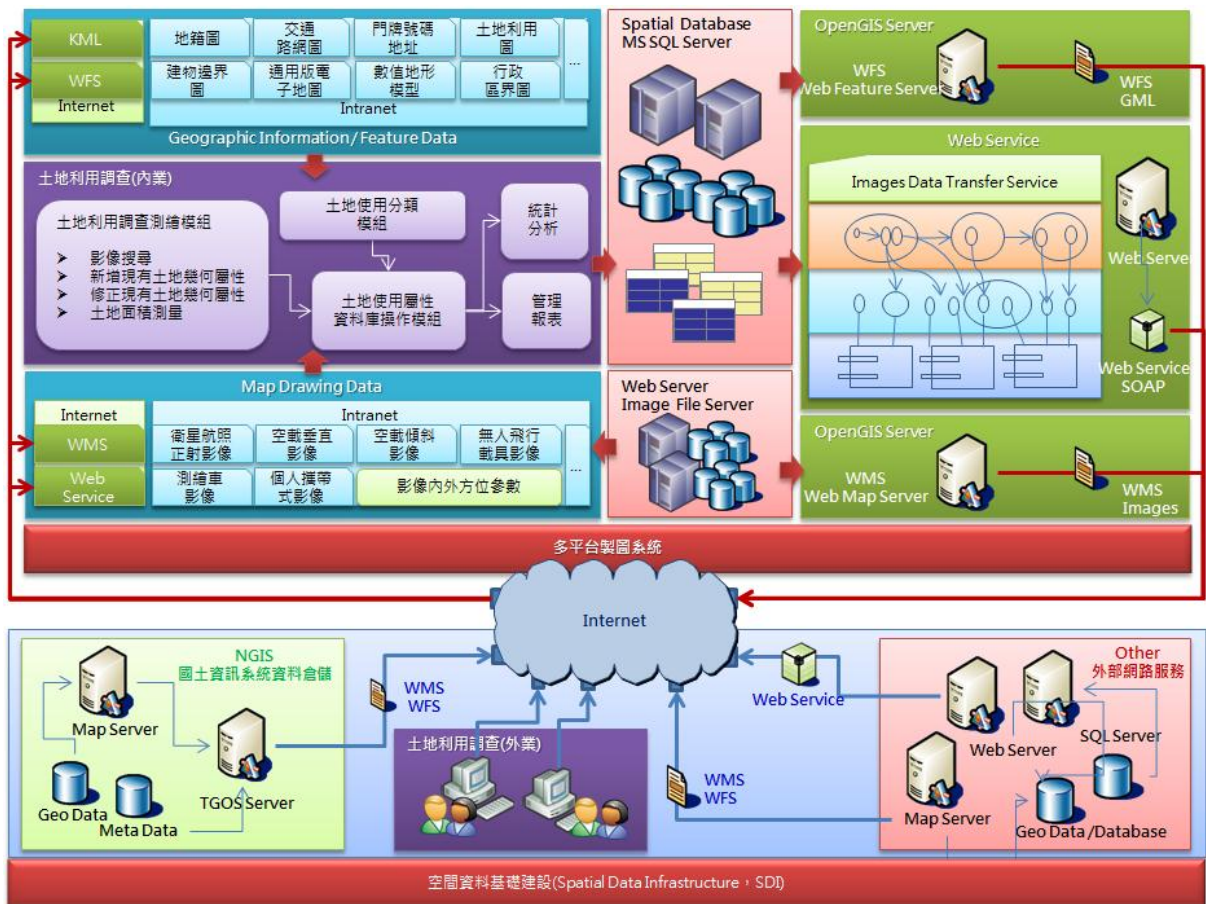


圖 6.3 配合雲端技術服務導向架構建置之多平台製圖系統架構

本計畫多平台製圖系統在 GIS 圖資應用管理過程中，將建置對圖資流通收集與發佈的雙向資料透通性(Interoperability)需求之基礎機制，經由這個基礎機制，將所搜集的資料於組織內或跨應用系統，甚至跨產業間共享，透過 OGC 所制定的 OpenGIS 系列標準規格 WFS(Web Feature Service)、WMS(Web Map Service) 與實踐 SOA 最佳實作技術的 Web Service 以「服務」方式提供資料分享，所有圖資不管原圖是在何地均可透過 WMS 的機制套疊，也可即時透過 WFS 與地籍圖、交通路網圖等地理資訊圖資整合。如果有外部資源，不論來源是國內單位或是國外單位，亦可透過同樣方式呈現。對於客戶端而言，透過網路立即取得服務資源，不需要了解「雲」中基礎設施的細節，此基礎機制將資料透通性的資料與服務之計算能力和儲存功能從本地端移到網路端，視為雲端運算的一種應用。

本年度計畫基於時間與經費限制，本項工作目標將包括透過 OpenGIS 建置 WMS 與 WFS 網路地圖服務，模擬圖 6.3 之國土資訊系統資料倉儲與外部網路服務，以提供衛星或航照正射影像，以及各式 GIS 圖資，給予本計畫土地利用調查聯合作業系統。而針對多平台原始框幅式遙測影像，則是透過 Microsoft WCF (Windows Communication Foundation) 技術所開發之 Web Service 傳輸到使用者端電腦，以便套合 3D GIS 圖資，進而協助土地利用調查作業。

## 6.2 發展土地利用調查聯合作業模式

本計畫建置之多平台製圖系統，擬提供操作者利用多元感測器影像資料進行土地利用圖層內容、位置、屬性之檢查與編輯，成果可以匯出成常用的 Shapefile 與 Google KML 格式，同時提供對應的屬性檔案與影像。

本計畫擬開發之多平台製圖系統，其中之測量模組功能主要為提供操作人員搜尋土地利用調查相關之影像，並協助判釋、定位、量測線段、面積及屬性資料庫之操作等。除了多元感測器影像之讀取及匯入內外方位參數外，亦擬提供點、線、面三種圖元的數化，屬性的新增、刪除、修改等功能。圖 6.4 為多平台製圖系統測量模組工作區規劃示意圖，其中包括上方應用程式主功能區，左方圖資管理區、圖層管理區，下方分類判釋區、屬性資料區，右方屬性編輯區、縮圖影像區、訊息區，中間 2D 地圖展示區與影像操作區等。各區域功能簡述如下：

- 應用程式主功能區：依土地利用調查操作模組與功能分群設計，提供與 Windows GUI 標準介面之功能目錄選單與圖示按鈕，以利使用者操作土地利用調查作業之一連串功能。
- 圖資管理區：此區域可設定多影像之影像分群關連與圖檔路徑，可匯入內、外方位參數與對應影像名稱、DTM 檔案、GIS 圖資等功能。
- 圖層管理區：可管控 GIS 之圖資分層與顯示，可啟動、關閉所加入之某個地圖圖層，可設定其展示之形式。
- 分類判釋區：可開展與縮展每個土地使用分類樹狀層次之對應關係。除提供整體土地使用分類之系統整體預覽外，主要功能是讓使用者快速挑選及設定分類屬性欄位。
- 屬性資料區：屬性資料區以表格顯示方式，展示目前所有土地利用調查清查中所有圖元之屬性欄位。
- 屬性編輯區：主要功能是對單筆土地利用調查清查中之屬性欄位作刪除、修改等功能。
- 縮圖影像區：根據某地物之三維坐標及影像內外方位參數可搜尋相關影像，並將搜尋得之影像縮圖展現於此區域，可供操作者選擇是否利用此影像進行地標之清查。
- 訊息區：顯示測量操作過程中相關之訊息，例如：前方交會後之三維坐標、影像坐標、操作複合式按鈕功能訊息等。
- 2D 地圖展示區：為二維地圖模式，可操控與專案相關之圖資，展示顯示被啟動的圖層。亦可透過 GIS 地圖視窗(2D Viewer)點選某目標區，進行多影像之搜尋，待搜尋到的影像集合確立後，可自動將同一時間拍攝之多張影像在影像操作區(Image Viewer)中展示。
- 影像操作區：可提供影像縮放、平移，協助判釋及人工數化共軛點影像坐標、前方交會計算地理坐標、長度、面積，以及點、線、面三種圖元的數化。最後將土地利用調查之面空間資訊、分類和屬性新增或更新到 GIS 空間資料庫(Spatial Database)中。



圖 6.4 多平台製圖系統測量模組工作區規劃

基於確保土地利用調查成果時效性及適用性，本系統擬提供一套土地利用調查快速更新與減少內業與外業人力調查之方法，來減少人力、物力、時間及經費之需求，以協助辦理更新土地利用調查任務。本團隊擬實作設計一多平台製圖系統-土地利用調查模組，其架構如圖 6.5 所示，包括土地利用調查測繪模組、土地使用分類模組，以及土地利用調查屬性資料庫操作模組。

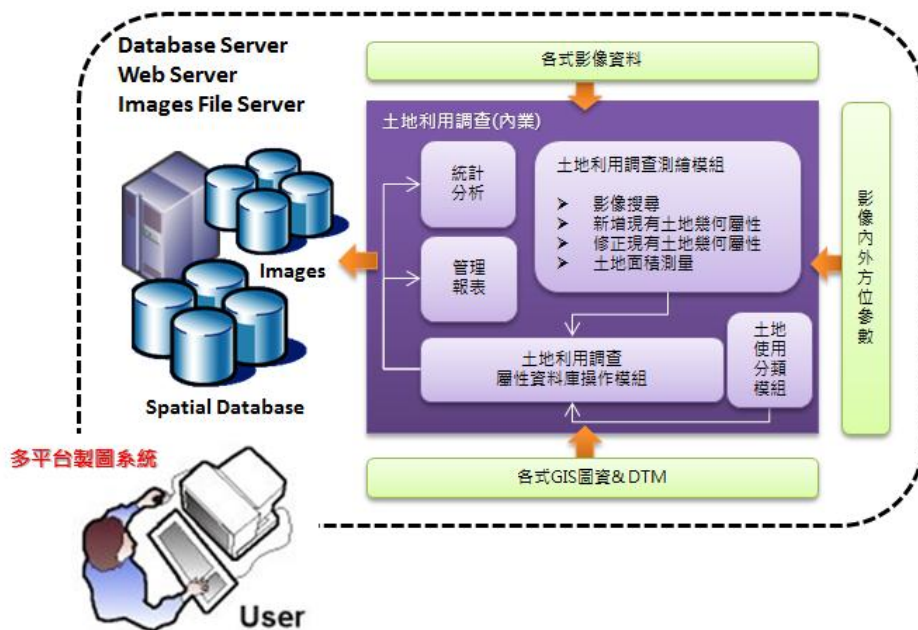


圖 6.5 多平台製圖系統-土地利用調查模組示意圖

- 土地利用調查測繪模組：包括影像搜尋、新增現有土地幾何屬性、修正現有土地幾何屬性、土地面積測量(挑選共軛影像、立體數化共軛點影像坐標)等功能。
- 土地使用分類模組：土地使用分類系統整體為層級式樹狀結構，共分為 3

級。第一級共分為 9 大類，第二級就第一級之劃分再細分 41 類、第三級則就第二級之架構再分為 103 類，系統提供建立樹狀層次的土地使用分類架構功能，並可縮展每個樹狀層次之對應關係。將土地坵塊界線測量與影像結合，以人工判釋協助檢索土地使用類別。

- 土地利用調查屬性資料庫操作模組：由量測得到之土地坵塊特徵、名稱、類別、坐標與面積等基本屬性資料，新增(Create)一筆屬性資料。並可反向作擷取(Retrieve)，檢索出屬性資訊，執行屬性資訊之修改更新(Update)或刪除>Delete)。)
- Spatial Database：利用 Microsoft SQL Server 2008 為大地測量空間資訊提供了 Geography 資料類型，為平面空間資料提供了 Geometry 資料類型。並且可以用來存儲不同種類的地理元素，例如點、線和多邊形。

### 6.3 實作『國土地利用調查與影像管理多平台移動測繪管理系統』

#### 6.3.1 設計理念

本計畫之目標為開發一新型調查方式和技術來優化國土地利用調查作業方式，進而縮短外業時間，建立一個先進的國土地利用調查模式。目標為整合多平台移動式測圖技術(Mobile Mapping Technology, MMT)，使用不同遙測平台，從不同觀測角度、高度及視野拍攝地表現況，並以直接地理定位或傳統空中三角平差方式求取每張照片之外方位參數，進而達到全面紀錄土地利用狀況、事後驗證、品質控管、違法查報、協助不動產估價，且可連結各式 GIS 圖資等目的。

本團隊將自主開發一套『國土地利用調查與影像管理多平台移動測繪管理系統』視窗介面軟體，整合各種 GIS 空間資料庫(Spatial Database)圖資，以協助國土地利用判釋、圖資數化、編修，協助國土測繪中心業務面查詢國土地利用調查成果與現場拍攝之影像，進行檢核與品質管制。而在外業調查時，則可透過 Windows 平板電腦以離線方式進行國土地利用調查。未來國土測繪中心若全面改以此移動式測繪技術進行國土地利用調查作業，則可以改成線上(On-line)方式連結國土測繪中心各種 GIS 空間資料庫，協助國土測繪中心業務面查詢國土地利用調查成果與現場拍攝之影像，進行檢核與品質管制。

#### 6.3.2 應用環境示意圖

本次計畫所開發之『國土地利用調查與影像管理多平台移動測繪管理系統』採分散式應用程式架構規劃，前端為執行在 Windows 7/Windows 8 64bit 上之應用程式，後端為 Microsoft SQL Server 2005/2008/2012 資料庫儲存管理系統資料及動態管理用照片圖像資料，靜態圖資(例如：UAV 空載垂直與傾斜攝影影像、空載全景影像、測繪車時序影像、測繪車 720 度全景影像)經預處理後置於 Image File System Server/Web Server 端，供系統直接讀取。多平台製圖系統網路與系統架構之應用環境示意圖，如圖 6.6 所示。

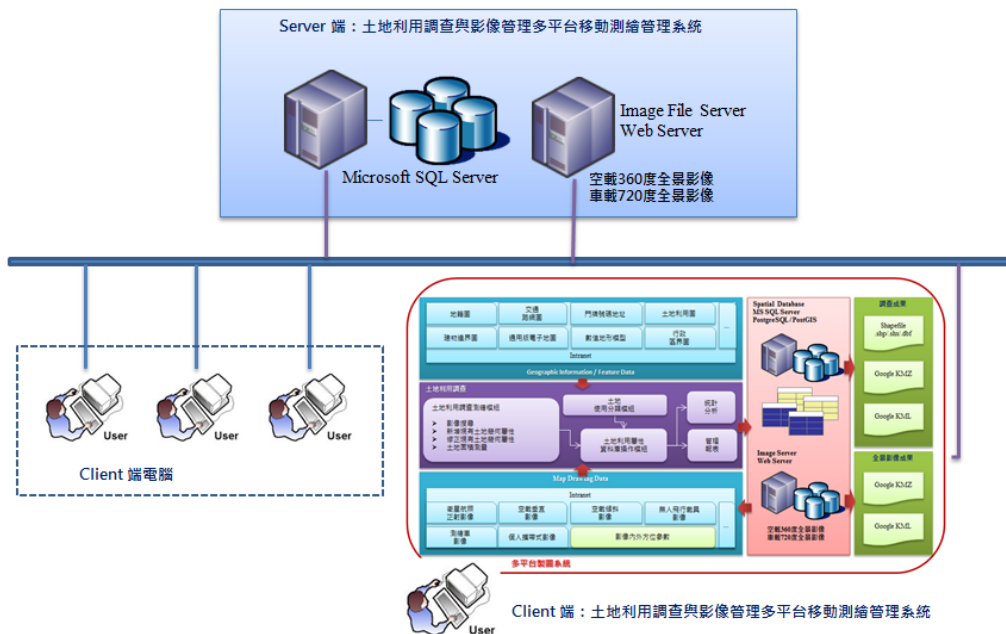


圖 6.6 多平台製圖系統-應用環境示意圖

### 6.3.3 方法流程圖

圖 6.7 為本計畫透過 MMS 進行土地利用調查之研究流程圖，前端包括三種移動式測繪系統所拍攝之數位影像，包括內外方位參數，儲存在原始影像資料庫與另一網路空間資料庫中。接著透過『國土土地利用調查與多平台移動測繪影像管理系統』進行影像與 GIS 圖資管理、影像搜尋、土地利用屬性設定、統計報表與資料格式轉換等。

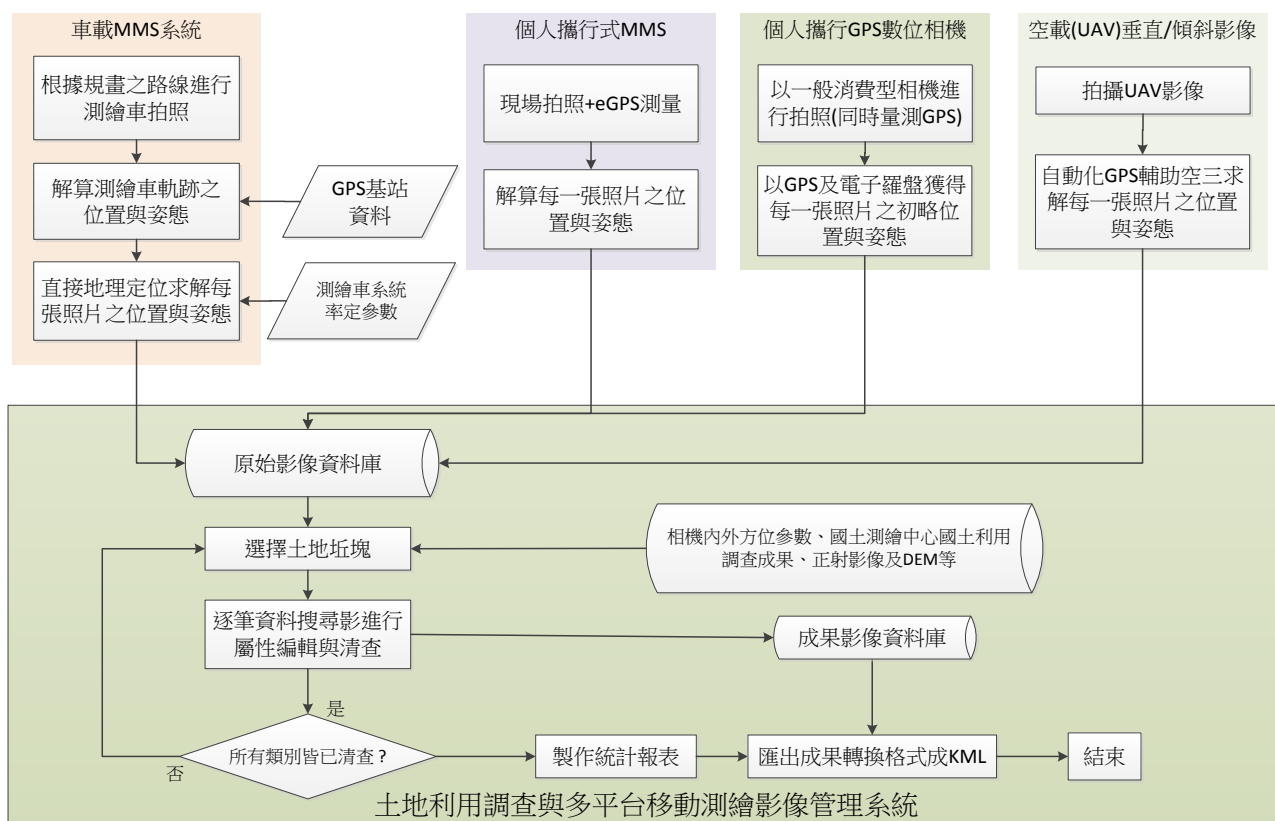


圖 6.7 多平台製圖系統-方法流程圖

#### 6.3.4 系統平台設計

依據多平台製圖系統工作區規劃，實作應用程式主功能區、圖資管理區、圖層管理區、分類判釋區、屬性資料區、縮圖影像區、訊息區、2D 地圖視圖展示區、影像視圖操作區等工作區，完成『國土地利用調查與影像管理多平台移動測繪管理系統』主架構程式平台設計。如圖 6.8 所示。

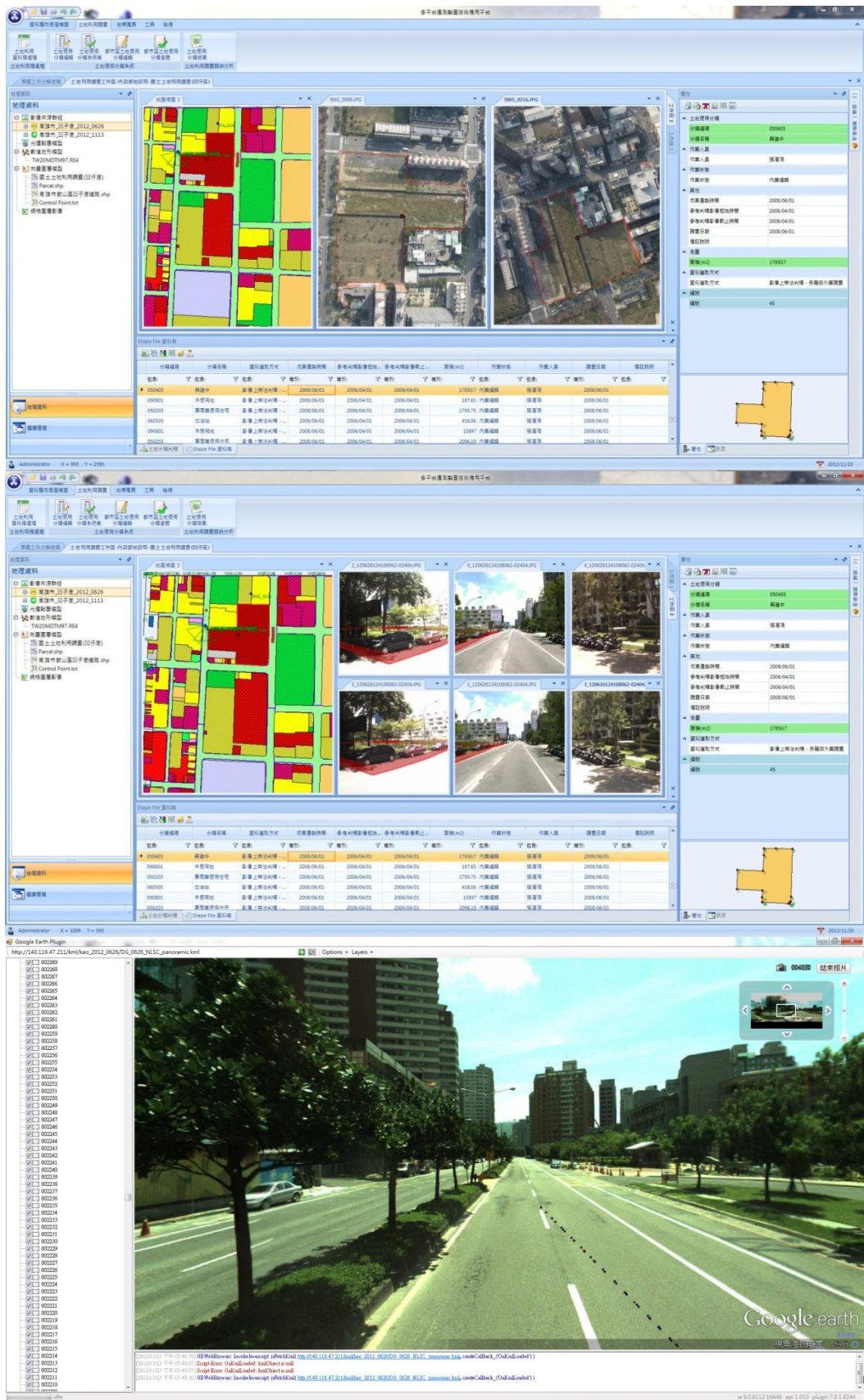


圖 6.8 多平台製圖系統-系統平台設計

(上圖:工作區 1)空載 UAV 影像視圖、(中圖:工作區 2)測繪車立體影像視圖、(下圖)測繪車全景影像視圖



### 6.3.4.1 工作區實作

工作區視窗主要是由各種類型的視圖所組成，如影像視圖或地圖視圖；工作區可以為複數，而工作區內部的影像視圖或地圖視圖亦同，此外各個工作區內部的所有不同形式之視圖可相互移動排列但不可跨越工作區相互移動排列；工作區可以成為浮動視窗，以移動到另一個螢幕進行作業，而視圖則是跟著工作區移動，不可單獨變成浮動視窗。



圖 6.9 多平台製圖系統-工作區

### 6.3.4.2 地圖視圖實作

地圖視圖主要是展示向量式圖層、正射影像及 MMS 影像位置等應用。如圖 6.10 所示。

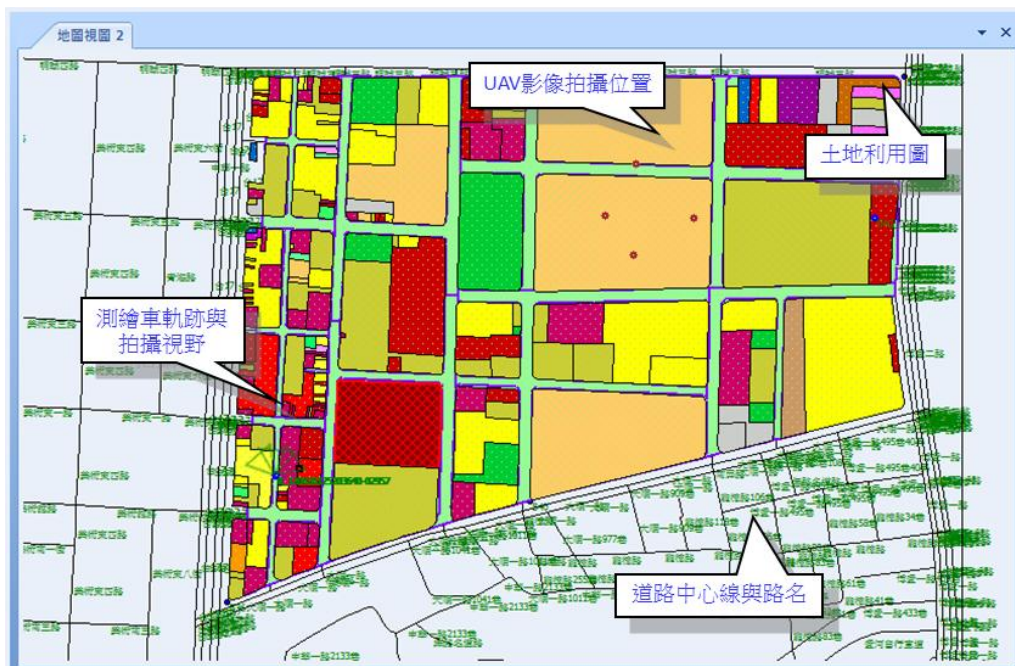


圖 6.10 多平台製圖系統-地圖視圖

透過滑鼠操作，滑鼠左鍵：選取建物、數化建物或工具量測等用途。滑鼠

右鍵：功能表選單。滑鼠中鍵：圖層移動（在圖層範圍內）。滑鼠滾輪：圖層縮放（向上：放大；向下：縮小）。Ctrl + 滑鼠滾輪：圖層縮放比例為一般縮放的十分之一。Shift + 滑鼠中鍵：圖層移動（不偵測滑鼠點擊是否位於圖層範圍內）。Ctrl + L：開關幾何圖形標籤。Esc：重置工具量測等項目。

透過功能表選單操作，**選取向量圖層**：套疊向量圖層模型到地圖視圖上，例如建物模型與控制點，會根據向量圖層的坐標繪製於視圖上，套疊順序可於地理資訊視窗進行設定。**選取網格圖層**：套疊網格圖層影像到地圖視圖上，可跟向量圖層同時套疊以進行地理資訊的辨認。**將選取的建物**：取消建物高度編輯的狀態，刪除該棟建物，以及匯出儲存成外部的向量圖層的檔案格式。**顯示影像位置**：是指該影像來源群組中，相片當時拍照時所在的位置，如果有 POS 解算品質參數時，則會以不同的顏色做判別。數值愈低表示 POS 解算品質愈好（備註），如圖 6.11 所示。如果影像來源為具有 GPS 與電子羅盤之數位相機，可以選擇 EXIF GPS 群組，此時會多顯示拍攝之位置與拍照的方向。

備註： Q1 → 森林綠、Q2 → 深綠色、Q3 → 暗藍色、  
Q4 → 紫色、Q5 → 淺紫紅、Q6 → 紅色、  
Q0 → 黃綠色（無收訊品質資訊：內外方位參數）、  
Q0 → 灰色（無收訊品質資訊：EXIF GPS）。

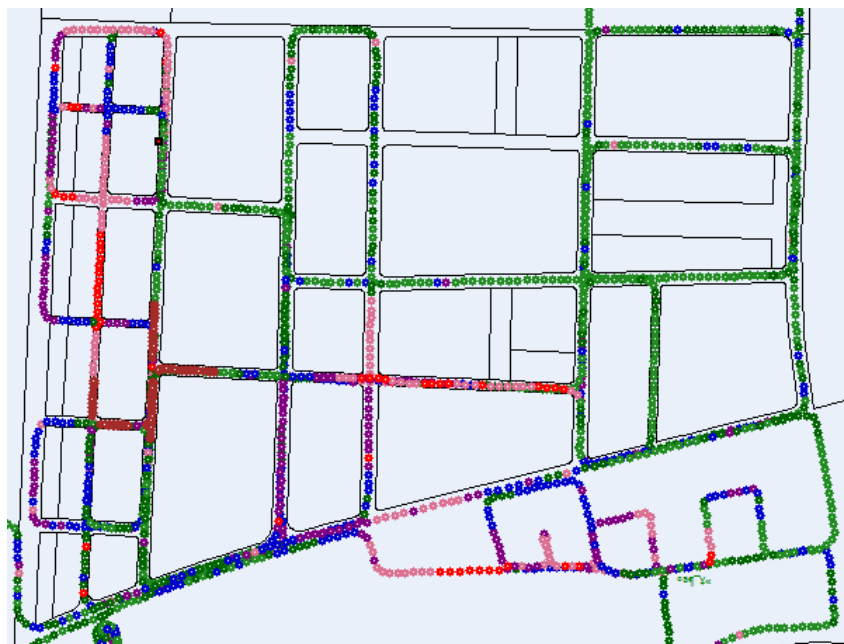


圖 6.11 POS 解算品質顏色指標

**搜尋相關影像**：是指搜尋此處的坐標，並且影像上有出現該點坐標時，則新增影像到影像縮圖清單上；如果是車載影像，並且有設定對應的自動切換影像時，則搜尋時會自動更新影像視圖內的影像。如果搜尋的位置位於控制點上或者是向量圖層的頂點上時，則會以該點的坐標進行搜尋，搜尋完成後，會在地圖視圖或是影像視圖上顯示（.）。**縮放到適合的大小**：根據地圖視圖的長寬比例決定縮放大小，以縮放該視圖內所有展示圖層的範圍完整呈現在視圖上。**縮放到搜尋位置**：指縮放到地圖視圖上搜尋的該點坐標，將位於視圖的正中央。**填滿幾何多邊形**：指填滿(圖 6.12)與關閉填滿(圖 6.13)多邊形屬性的向量圖層。

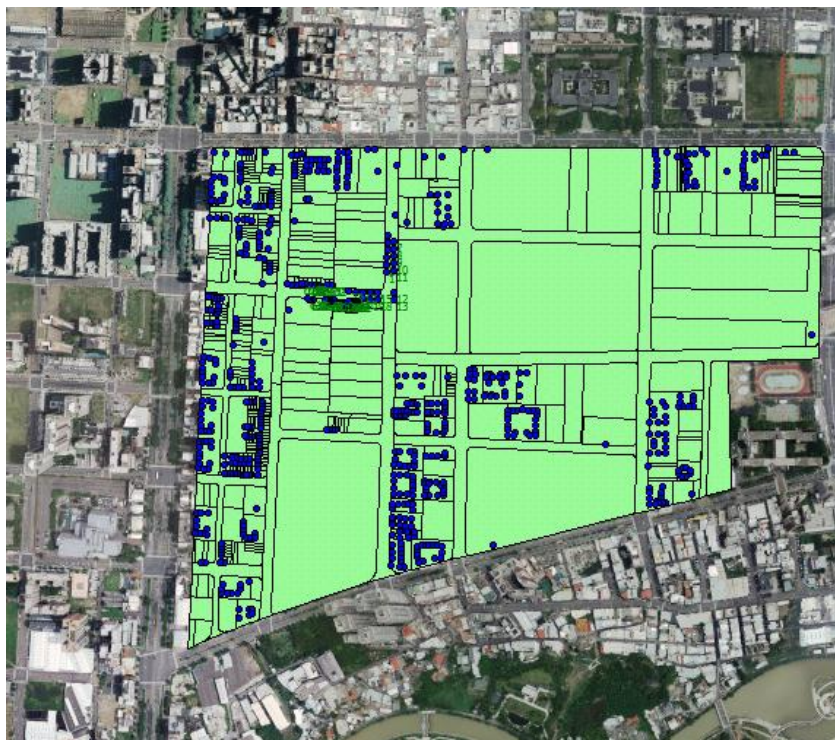


圖 6.12 填滿幾何多邊形-向量圖層與網格圖層套疊



圖 6.13 填滿幾何多邊形-關閉填滿幾何多邊形

### 6.3.4.3 影像視圖實作(立體像對)

測繪車立體影像視圖主要是展示搜尋到的影像，可經由影像縮圖視窗拖曳、右鍵選單設定，或者是經由「自動切換影像」，變動對應的三組測繪車立體影像，如圖 6.14 所示，其中被選取之土地坵塊會以紅色圍起。

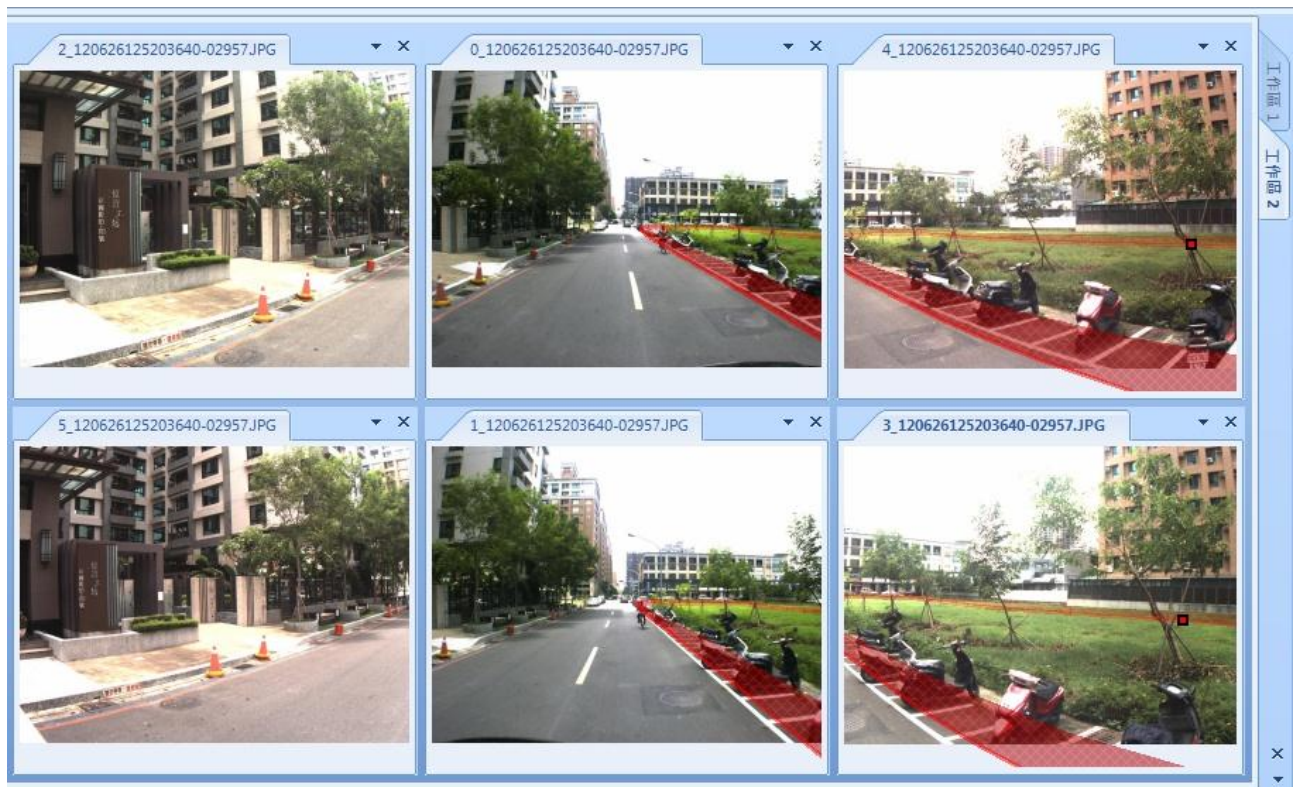


圖 6.14 多平台製圖系統-立體影像視圖

透過滑鼠操作，滑鼠左鍵：選取建物、數化建物或工具量測等用途。滑鼠右鍵：功能表選單。滑鼠中鍵：影像移動。滑鼠滾輪：影像縮放（向上：放大；向下：縮小）。Ctrl + 滑鼠滾輪：影像縮放比例為一般縮放的十分之一。Shift + 滑鼠滾輪：車載影像的移動（向上：前進；向下：後退）。Esc：重置前方交會、工具量測、截取影像等項目。

透過功能表選單操作，**選取向量圖層**：套疊向量圖層到影像上，例如建物模型與控制點，會根據向量圖層的坐標反投影到影像上，以方便檢驗或辨識。**將選取的建物**：取消建物高度編輯的狀態，刪除該棟建物，以及匯出儲存成外部的向量圖層的檔案格式。**自動切換影像**：主要用於車載影像在前進與後退時，自動更換目前影像中，前進或後退時所對應的影像，正常車載影像為六張一組，切換時會一次六張全部做切換，可以指定該視圖所對應的相機，另外當有多組影像來源群組時，如果點擊在特定影像來源群組的名稱上，則會將該工作區影像視圖的自動切換設定成該特定影像來源群組。**目標影像截取**：主要用於截取該張影像內容時，儲存至資料庫內，最小的截取大小為 1024 x 768，如果小於該尺寸時，會以紅色虛線表示。**興趣地標**：開啟前方交會(參考空間前方交會使用說明)，並且點擊該目標物後，會將該點坐標進行新增或者是修改原先資料庫記錄的內容。**前方交會**：開啟前方交會(參考空間前方交會使用說明)，並且點擊該目標點後，進行交會計算，以求得該點在物空間上的坐標，計算結果會在訊息視窗上，檢驗點是在地圖視圖上搜尋頂點的坐標。**縮放到適合的大小**：根據影像視圖的長寬比例決定縮放大小，以縮放整張影像完整呈現在視圖上。**縮放到搜尋位置**：指縮放到地圖視圖上搜尋的該點坐標，將位於視圖的正中央。

### 6.3.4.4 影像視圖實作(全景影像)

此 Google Earth Plugin 展示平台原先設計是要整合進<LOC5D>與土地利用調繪模組搭配，提供使用者更多屬性判釋之資訊，在土地利用調繪模組中透過測繪車軌跡編號查詢與 Google Earth Plugin 展示平台連動，動態調閱全景影像展示，輔助增強土地利用調繪模組屬性之修正，但目前 Google Earth Plugin 之物件版本只能提供用於 32 bit 之 Windows 應用程式開發使用，無法支援 64 bit 開發之 Windows 應用程式，故無法整合上述土地利用調繪模組與 Google Earth Plugin 展示平台查詢連動之機制，只能將 Google Earth Plugin 展示平台單獨實作成一 32 bit 之 Windows 應用程式。透過使用者手動切換查找之方式間接輔助土地利用調繪模組屬性之修正。系統上方透過 http 協定輸入 kml 實際網址開啟、存取、解析 Kml 檔案格式，將佈建在 Web Server 上之 Panoramic 全景影像圖資用 Google Earth Plugin 連結展示在此平台上，在 3D 地球上瀏覽及探索全景影像地理資料。

此展示平台左邊為發佈全景影像之 kml 內容顯示，右邊為 Google Earth 介面展示實際全景影像，下方為載入 kml 狀態之訊息。另外系統可套疊 Google Earth 內建道路圖層、邊界與地名，並可提供顯示導覽、經緯線顯示、總覽圖、比例圖例等 Google Earth 功能。實際展示如圖 6.15 所示。

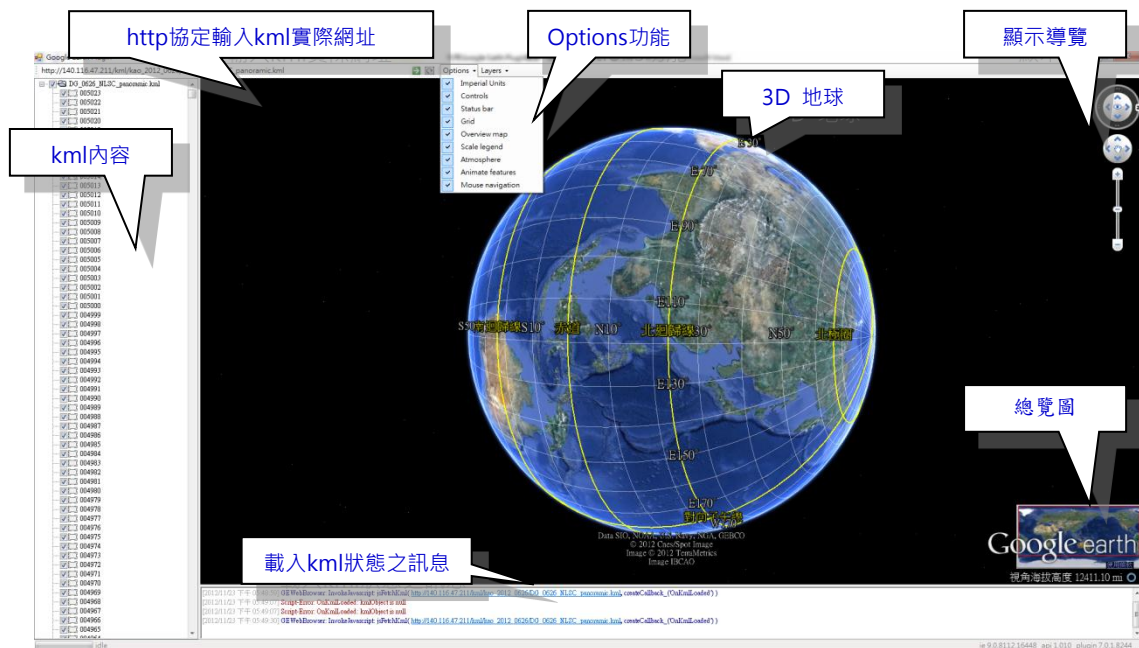


圖 6.15 模擬 Google Earth 介面之展示平台

圖 6.16 為此專案測試區測繪車全景影像軌跡圖，套疊 Google Earth 內建道路圖層、邊界與地名。透過每一點之軌跡圖之點選或展示平台左邊之 kml 全景影像清單，可進一步調閱全景影像圖。



圖 6.16 測繪車全景影像軌跡圖

圖 6.17 為全景影像展示範例，利用此模擬 Google Earth 介面展示平台功能可用來輔助『國土地利用調查與影像管理多平台移動測繪管理系統』相關屬性之調查與判斷。



圖 6.17 測繪車全景影像範例

### 6.3.4.5 影像縮圖

影像縮圖視窗主要是顯示所搜尋的原始影像清單，代表搜尋的坐標有出現在該張原始影像上面，可將影像縮圖拖曳到影像視圖上顯示，如圖 6.18。

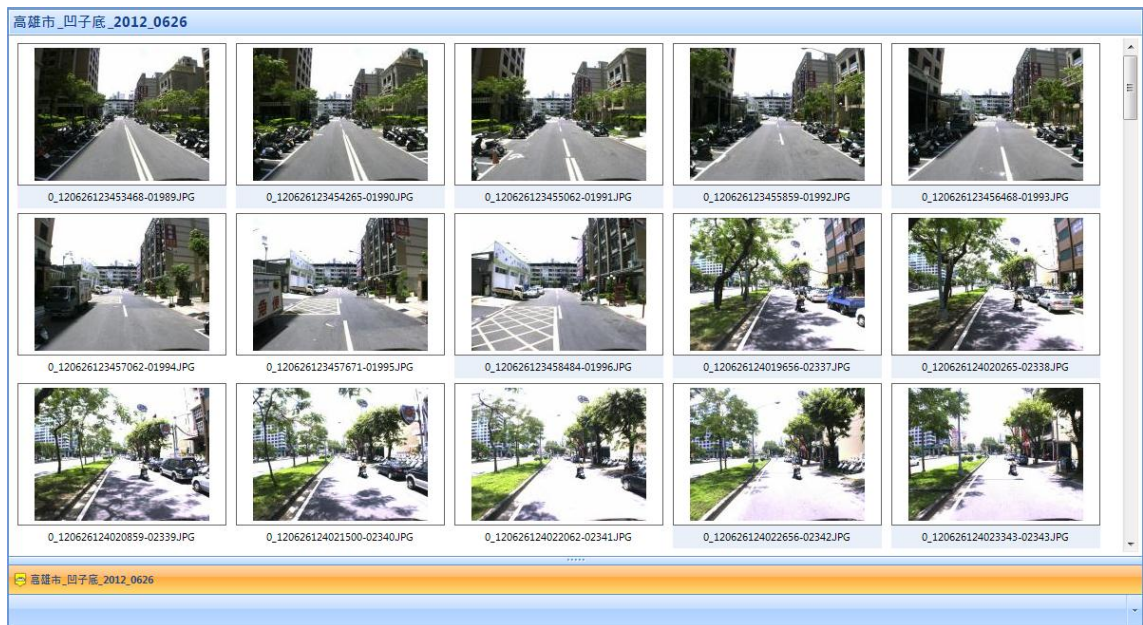


圖 6.18 多平台製圖系統-影像縮圖

### 6.3.4.6 面積量測

本系統可在地圖視圖或影像視圖上進行面積之測量，分別有兩種方式:(1)在地圖視圖上量測時，可以沒有數值地形模型 DTM 資料，(2)在影像視圖上則必須搭配 DTM 資料。

#### ● 在地圖視圖進行量測

在地圖視圖，點擊滑鼠左鍵進行量測，量測數值會在狀態列上顯示。目前寬長指的是最後連結線段的長度，周長則是圍成該面積所有線段的長度，而面積則是該量測區域，如圖 6.19。

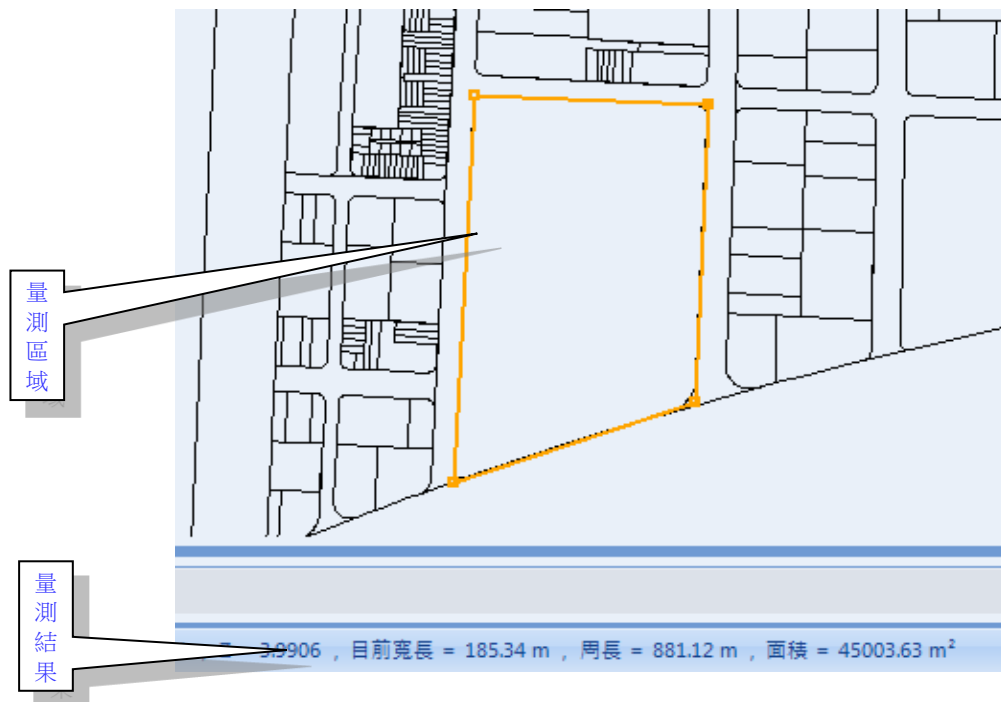


圖 6.19 多平台製圖系統-在地圖視圖進行量測

- 在影像視圖進行「單像」量測

在影像視圖，利用「單像」時，點擊滑鼠左鍵進行量測，其演算法主要是根據“光線追蹤法”或“共線條件式”逆轉換模式，如圖 6.20。

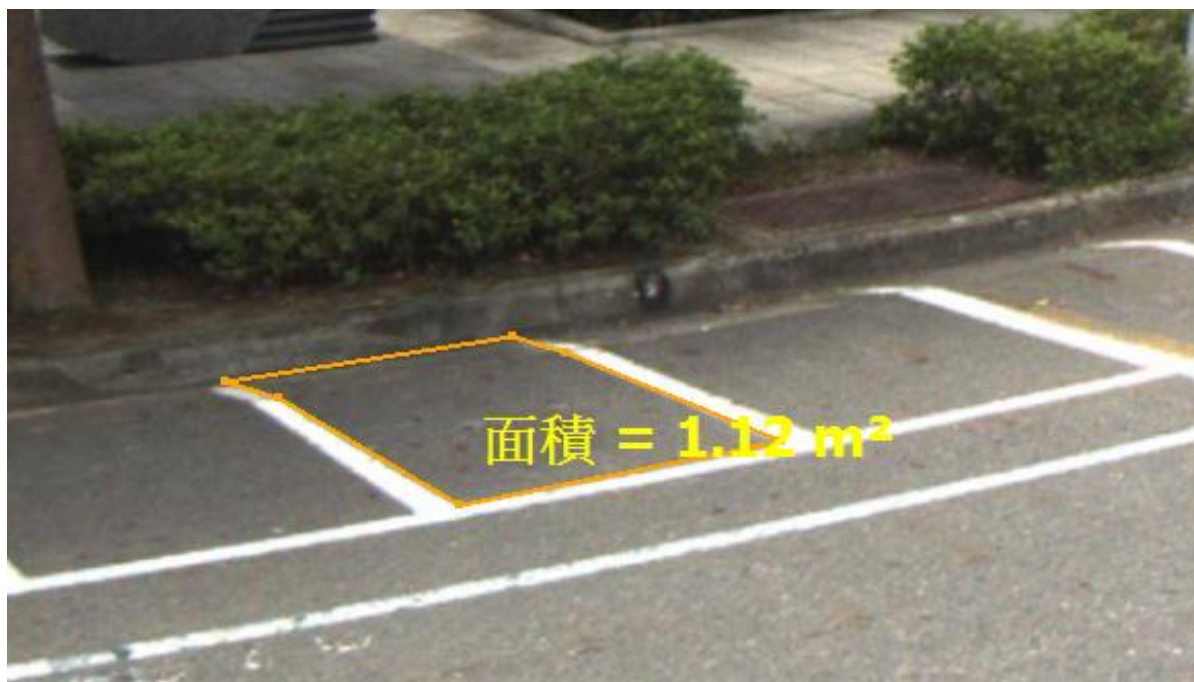


圖 6.20 多平台製圖系統-在影像視圖進行「單像」量測

### 6.3.5 土地使用分類模組實作

依據多平台製圖系統-土地利用調查模組之架構，實作土地使用分類模組。土地使用分類模組分為兩大主畫面，一為土地使用分類系統表編輯畫面，其功能提供土地使用分類以點圖元及色碼表的方式儲存，土地使用分類色碼表標準如圖 6.21 所示，並以屬性方式建立土地使用名稱及分類資料。土地使用分類為階層式樹狀結構，系統提供建立無限階層之樹狀層次的土地使用分類架構功能，並可開展與縮展每個樹狀層次之對應關係。另一為土地使用分類系統瀏覽畫面，其功能提供土地使用分類系統整體預覽。圖 6.22 為土地使用分類系統編輯與瀏覽示範畫面。本計畫將針對內政部土地使用分類系統建立分類編碼表，其主要類別共分為 3 級。第一級共分為 9 大類，農業使用土地、森林使用土地、交通使用土地、水利使用土地、建築使用土地、公共使用土地、遊憩使用土地、礦鹽使用土地、其他使用土地，第二級就第一級之劃分再細分 41 類、第三級則就第二級之架構再分為稻作等 103 類。



代碼	類別_1	R	G	B	色塊
01	農業使用土地	102	255	000	
0101	農作	102	255	000	
010101	稻作	102	255	000	
010102	旱作	051	255	102	
010103	果樹	000	255	102	
010104	農耕地	204	255	153	
0102	水產養殖	204	255	204	
010200	水產養殖	204	255	204	
0103	畜牧	153	255	102	
010301	畜舍	153	255	051	
010302	牧場	000	255	051	
0104	農業附屬設施	204	255	000	
010401	溫室	204	255	102	
010402	倉貯設施	102	255	153	
010403	農業品展售場	102	255	051	
010404	其他設施	102	255	102	

代碼	類別_2	R	G	B	色塊
02	森林使用土地	000	153	000	
0201	天然林	000	153	000	
020101	天然針葉樹林地	051	204	153	
020102	天然闊葉樹林地	051	204	051	
020103	天然竹林	102	204	000	
020104	天然竹針闊葉混交林	000	204	000	
0202	人工林	051	153	000	
020201	人工針葉樹林地	051	153	000	
020202	人工闊葉樹林地	051	204	000	
020203	人工竹林	153	204	102	
020204	人工竹針闊葉混交林	000	153	102	
0203	其他森林使用土地	000	153	051	
020301	林木苗圃地	204	204	153	
020302	林園	051	255	000	
020303	防火線	204	051	153	
020304	水塘	204	153	000	

代碼	類別_3	R	G	B	色塊
03	交通使用土地	255	153	153	
0301	機場	051	000	255	
030100	機場	051	000	255	
0302	鐵路	255	051	255	
030201	一般鐵路	255	051	255	
030202	高速鐵路	255	000	255	
030203	鐵路相關設施	255	102	255	
0303	道路	255	153	153	
030301	國道	255	051	051	
030302	省道、快速道路	255	102	102	
030303	一般道路	255	153	153	
030304	道路相關設施	204	204	204	
0304	港口	255	051	204	
030401	商港	255	000	204	
030402	漁港	255	000	153	
030403	專用港	255	051	153	
030404	其他港口相關設施	255	051	102	

代碼	類別_4	R	G	B	色塊
04	水利使用土地	051	051	255	
0401	河道	051	051	255	
040101	河川	051	051	255	
040102	減河	051	204	255	
040103	運河	000	102	255	
040104	堤防	255	255	102	
0402	溝渠	051	102	255	
040200	溝渠	051	102	255	
0403	蓄水池	102	153	204	
040301	水庫	000	000	102	
040302	湖泊	000	000	255	
040303	其他蓄水池	000	000	153	
040304	人工湖	000	051	204	
0404	水道沙洲灘地	204	153	051	
040400	水道沙洲灘地	204	153	051	
0405	水利橋造物	051	051	102	
040501	水閘門	102	102	102	
040502	抽水站	051	051	102	
040503	水庫壩壩	102	102	051	
040504	地下水井	000	000	102	
040505	其他設施	000	051	255	
0406	防汛道路	153	153	102	
040600	防汛道路	153	153	102	
0407	海面	000	000	204	
040700	海面	000	000	204	

代碼	類別_5	R	G	B	色塊
05	建築使用土地	255	255	000	
0501	商業	255	000	000	
050101	零售批發	255	000	000	
050102	服務業	204	000	000	
0502	住宅	255	255	000	
050201	純住宅	255	255	000	
050202	兼工業使用住宅	255	204	000	
050203	兼商業使用住宅	204	000	102	
050204	兼其他使用住宅	255	255	051	
0503	工業	204	102	000	
050301	製造業	204	102	000	
050302	倉棧	255	153	000	
0504	其它建築用地	153	102	000	
050401	宗教	051	000	204	
050402	殯葬設施	255	255	255	
050403	興建中	255	204	102	
050404	其他	153	102	000	

代碼	類別_6	R	G	B	色塊
06	公共設施使用土地	204	000	204	
0601	政府機關	204	000	204	
060100	政府機關	204	000	204	
0602	學校	153	000	153	
060201	幼稚園	204	153	204	
060202	小學	153	000	153	
060203	中學	153	000	204	
060204	大專院校	204	000	255	
060205	特種學校	153	051	204	
0603	醫療保健	000	102	204	
060300	醫療保健	000	102	204	
0604	社會福利設施	255	153	255	
060400	社會福利設施	255	153	255	
0605	公用設備	000	204	204	
060501	公墓	000	255	255	
060502	電力	051	255	255	
060503	瓦斯	102	255	255	
060504	自來水	000	204	255	
060505	加油站	204	051	051	
0606	環保設施	153	255	255	
060600	環保設施	153	255	255	

代碼	類別_7	R	G	B	色塊
07	遊憩使用土地	000	051	000	
0701	文化設施	204	204	000	
070101	法定文化資產	204	204	000	
070102	一般文化設施	153	153	000	
070103	其他文化設施	204	204	102	
0702	休閒設施	000	204	051	
070201	公園綠地廣場	000	204	051	
070202	遊樂場所	255	102	253	
070203	體育場所	204	204	255	

代碼	類別_8	R	G	B	色塊
08	礦業使用土地	102	051	102	
0801	礦場	051	000	000	
080101	礦場	051	000	000	
080102	礦業相關設施	153	102	051	
0802	土石採掘場	102	051	102	
080201	土石採掘場	102	051	102	
080202	土石採掘場	153	102	153	
0803	鹽業	153	153	204	
080301	鹽田	153	153	204	
080302	鹽業相關設施	153	153	255	

代碼	類別_9	R	G	B	色塊
09	其他使用土地	051	051	051	
0901	軍事用地	204	051	255	
090100	軍事用地	204	051	255	
0902	漁地	000	204	102	
090200	漁地	000	204	102	
0903	草生地	051	204	102	
090300	草生地	051	204	102	
0904	裸露地	102	051	000	
090401	灘地	051	051	000	
090402	崩塌地	102	102	000	
090403	礁岩	204	102	051	
090404	裸露空地	204	102	102	
0905	灌木荒地	153	153	051	
090500	灌木荒地	153	153	051	
0906	災害地	000	000	000	
090600	災害地	000	000	000	
0907	營建剩餘土石方	051	051	051	
090700	營建剩餘土石方	051	051	051	
0908	空置地	255	255	204	
090801	未使用地	204	204	051	
090802	人工改變中土地	204	153	102	
090803	測量標	153	000	051	

圖 6.21 土地使用分類色碼表

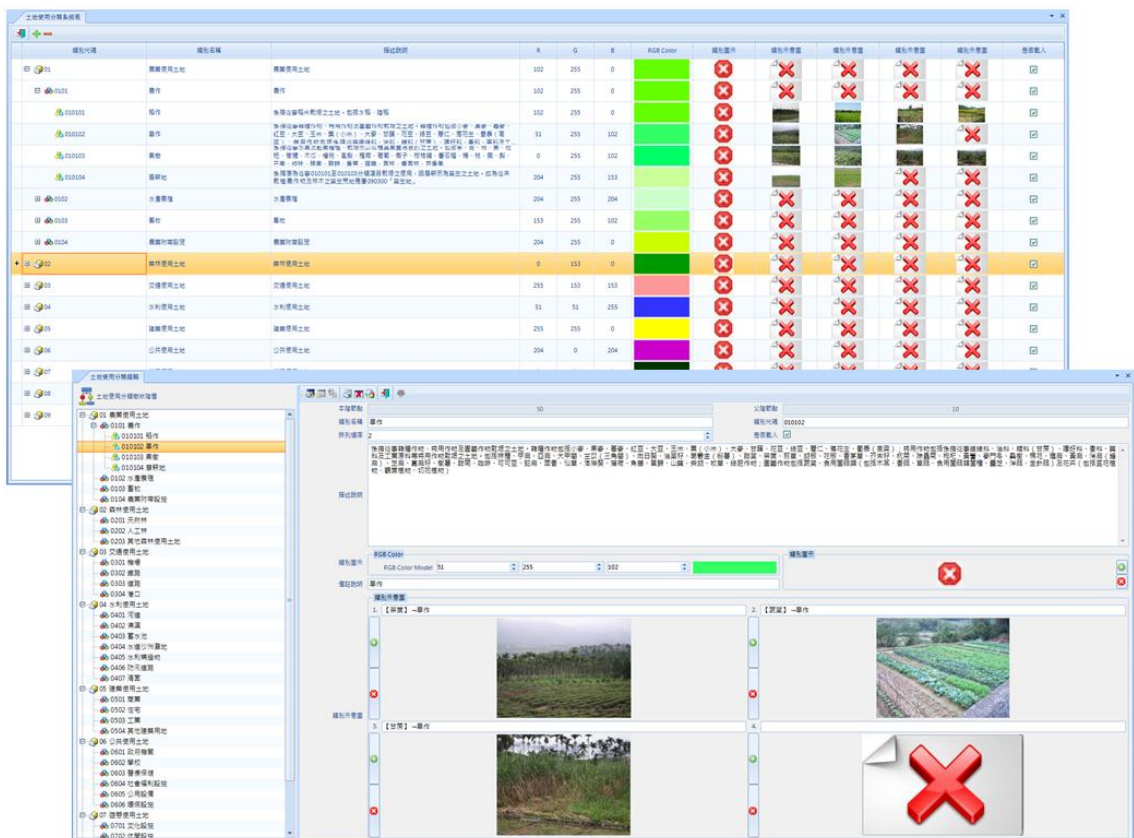


圖 6.22 土地使用分類系統編輯與瀏覽畫面

### 6.3.6 土地利用調查案例測試與分析

由於本計畫經費有限，無法額外收集其他測試區之資料，故採用高雄市地政局委託本團隊之研究計畫中所收集之各式 MMS 系統所拍攝之影像，例如測繪車立體影像與全景影像、空載(UAV)垂直與傾斜拍攝影像、PPIMS 拍攝之影像、以及利用 GPS 相機拍攝之影像，分別經過直接地理定位、空三平差、兩階段率定，以及 GPS 相機內含之位置與方位資訊，得到各影像之外方位參數。雖然資料取自高雄市地政局計畫，但兩計畫之目標不同，所開發之使用者介面也不相同。本計畫乃是針對國土利用調查土地使用分類項目獨立開發及設計另一『國土土地利用調查與影像管理多平台移動測繪管理系統』，主要是套合土地利用調查圖資與各式 MMS 影像進行土地利用調查，本節之目的則是在測試及分析各式 MMS 攝影系統對各類土地利用調查之限制與能力。

本項測試針對民國 82 年土地使用分類系統中 9 大類、41 中類及 103 小類，分別以上述資料測試及分析土地利用調查之層級，相關畫面如圖 6.23(建築使用土地:050101 零售批發)、圖 6.24(交通使用土地:0303104 道路相關設施-停車場)、圖 6.25(公共使用土地:060202 小學)、圖 6.26(遊憩使用土地:070201 公園綠地廣場)所示，成果詳見附錄一。由於本測試資料地點在都會區(高雄市凹仔底龍中段)，沒有農業、森林、水利、礦鹽與其他使用土地類別，而交通使用土地也僅有部分，因此這些類別是採用一般經驗及知識去推估。為了使本項測試更可靠，附錄一相關表格的填寫主要是委託工研院綠能所蕭國鑫研究員代為研判，並與本團隊測試成果彙整而成，在此特別感謝蕭研究員的協助。

圖 6.27 為五千分一圖號 9418-2-032 之國土土地利用調查圖，調查日期約在 2008 年 6 月。圖中淺土黃色區域為本計畫調查之凹子底龍中段範圍，經過擷取匯入本計畫所開發之系統共有 182 筆幾何與屬型資料，作為本專案期初之調查更新資料，將此期初資料套疊龍中段正射影像，再經過系統所建立之土地使用分類模組對應分類色碼表後，展示凹子底龍中段國土土地利用調查之成果，如圖 6.28(左)所示。而圖 6.28(右)則為本計畫針對測試區內所有土地坵塊，每一筆逐一調查之成果。由土地使用分類色碼表之呈現，可以知道凹子底龍中段之國土土地利用變化差異很大。總調查筆數 182 筆，調查前後土地使用分類差異數為 98 筆，可見 4 年來凹子底龍中段土地利用變化與更新之快。但本專案在調查時發現有部分分類是因為當初調查時，資料建立者建置分類時資料輸入明顯錯誤導致。另有 3 筆無法利用本系統做土地使用分類判斷需外業調查，其內容主要是建築用地，有建物但無法從影像判別為哪一類別，例如倉儲等。

分析歸納此項測試成果，可以得知空載攝影系統比較適合農業、森林、水利、礦鹽與其他類別，大範圍且人車不易到達之地點的土地使用調查。而車載系統拍攝之影像則比較適合交通、建築、遊憩及公共使用土地類別。然而這些 MMS 系統並無法完全取代人員現場調查的必要性，例如一大樓有多少比例屬於工商使用，有多少為純住宅，必須進入大樓內調查，才能明確判斷。而空載影像也無法完全判釋一休耕地是屬於旱作或廢耕地，因為從影像中看似廢耕地，可能仍種植許多雜糧作物、特用作物及園藝作物等。而破布子也看似果樹，卻是屬於旱作，必須現場觀察才能確定。使用人載 MMS 雖然可以拍攝相當細緻的

照片，也可同時彌補車載與空載系統的缺點，但仍會花費太多現場人力，與傳統土地使用調查所花工作量差不多，最大好處則是這些影像具有位置及方位，後續容易與 GIS 系統整合，協助影像搜尋管理與事後檢核查驗。

類別代碼	類別名稱	描述說明	RGB Color	類別圖示
03	交通使用土地	交通使用土地		✗
04	水利使用土地	水利使用土地		✗
05	建築使用土地	建築使用土地		✗
0501	商業	商業		✗
050101	零售批發	係指從事買賣商品消費之土地，包括零售、批發及餐飲店，如百貨公司、商店、市場、大型購物店和購物中心，其中零售之銷售額應佔一般零售額半數，批發應佔零售額之百分之十以上。零售批發之土地包括住宅（如旅館、旅館、旅館、汽車旅館、旅館、辦公室、招待所）、學校（如餐廳、倉庫、小商店、理髮店、雜貨店、日本料理店、飯店、		✗
050102	服務業			✗
0502	住宅	住宅		✗
050201	純住宅	係指整體建築專供住宅使用者，不含其他使用之土地		✗
050202	兼工業使用住宅	係指一樓供工業使用，其餘供住宅使用樓層比例超過50%		✗

圖 6.23 建築使用土地:050101 零售批發

類別代碼	類別名稱	描述說明	RGB Color	類別圖示
030202	高速鐵路	供高捷使用之路線		✗
030203	鐵路相關設施	包括鐵路車站、機廠及機務段、裝卸場、調車場、維修場、機電房及其他鐵路相關設施		✗
0303	道路	道路		✗
030301	國道	係指道路系統分級為國道者		✗
030302	省道、快速道路	係指道路系統分級為省道者		✗
030303	一般道路	4米以上，但不包含030301或030302以外之道路，包括縣道、鄉道、市區道路和具標線路（標線側車道線為水利用地，不屬於此類）		✗
030304	道路相關設施	包括公路車站、停車場、車輛調度場、車輛維修場、客運轉運站、服務區、休息站、監視攝錄及其他公路相關設施		✗
0304	港口	港口		✗
04	水利使用土地	水利使用土地		✗

圖 6.24 交通使用土地:0303104 道路相關設施-停車場

類別代碼	類別名稱	描述說明	RGB Color	類別圖示
0601	政府機關	政府機關		
0602	學校	學校		
060201	幼稚園	學校內即同時包括幼稚園、小學、中學等使用，以最高級之使用為主，如有托兒所則歸於060400社會福利設施		
060202	小學	供國民小學使用之土地		
060203	中學	供國民中學、高中(職)使用之土地		
060204	大專院校	供大專院校使用之土地		
060205	特種學校	包括盲聾學校、盲啞學校、藝化院、體育院等		
0603	醫療保健	醫療保健		
0604	社會福利設施	社會福利設施		

圖 6.25 公共使用土地:060202 小學

類別代碼	類別名稱	描述說明	RGB Color	類別圖示
06	公共使用土地	公共使用土地		
07	遊憩使用土地	遊憩使用土地		
0701	文化設施	文化設施		
0702	休閒設施	休閒設施		
070201	公園綠地廣場	係指非營利性且供一般民眾休憩之土地，包括公園、綠地、廣場、花園及相關園藝設施		
070202	遊樂場所	包括室內遊樂場(電影院、電子遊樂場、保齡球場、撞球室、上線自行車、射箭場)及戶外遊樂場(高爾夫球場、壁球公園、森林遊樂區、溜冰場、森林遊樂區、露營野營地、海上...		
070203	體育場所	包括巨蛋、體育館、體育場、球場及游泳池		
08	礦業使用土地	礦業使用土地		
09	其他使用土地	其他使用土地		

圖 6.26 遊憩使用土地:070201 公園綠地廣場

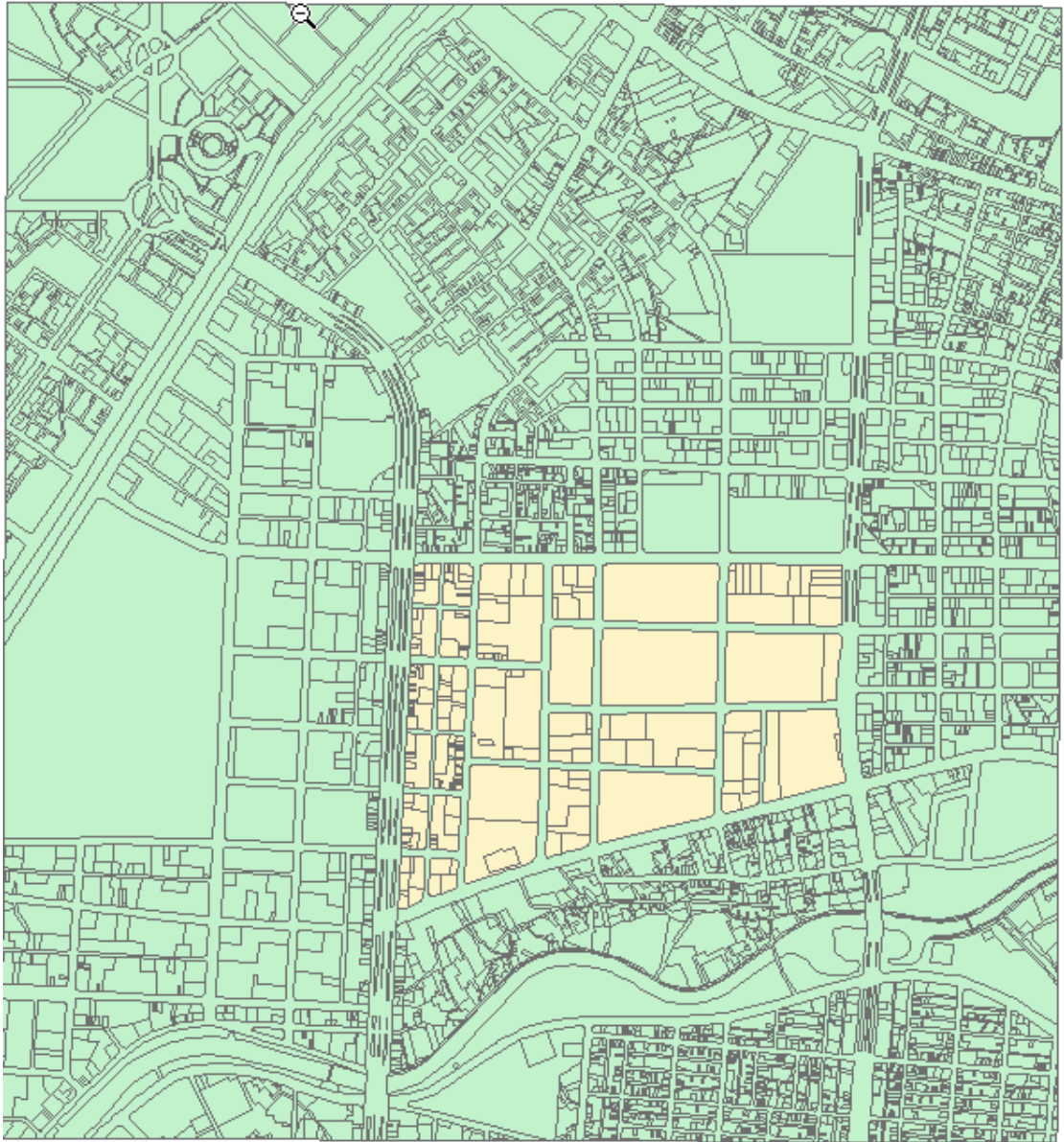


圖 6.27 國土利用圖資範圍與測試區範圍(淺土黃色)

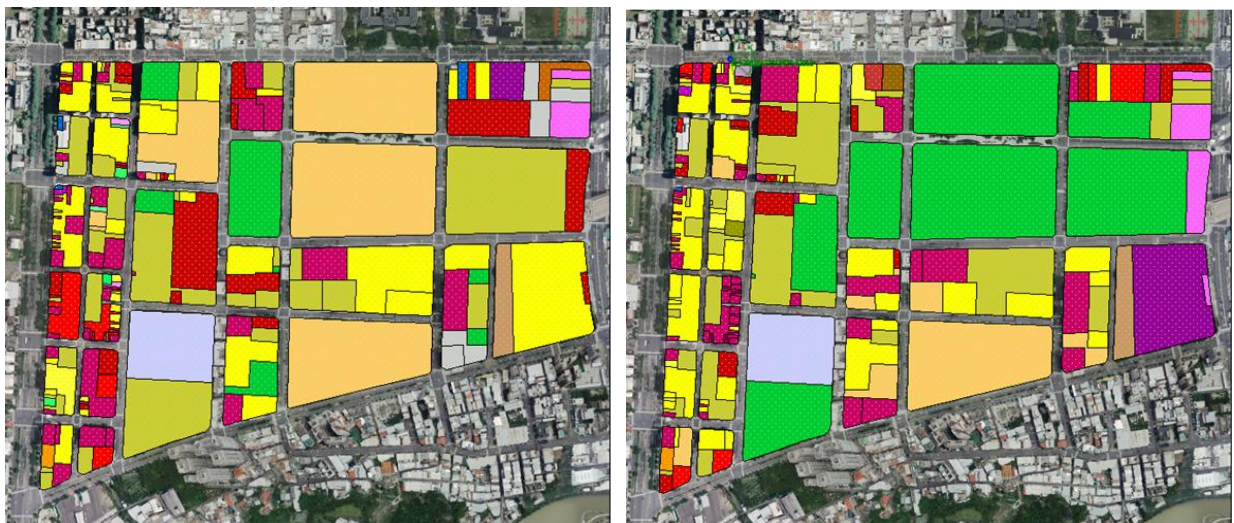


圖 6.28 土地利用調查前(左)後(右)之差異(相同顏色代表相同地物)

### 6.3.7 資料供應服務規劃

本年度計畫遵循 OpenGIS 架構進行規劃，採用國際標準組織之 TC/211 (Technical Committee 211)及開放空間資訊協會(Open Geospatial Consortium, OGC)制定之國際地理資訊系統技術標準，將傳統單機、Client-Server 架構、多層式架構(Multi-Tiers)之 GIS 技術與雲端技術、服務導向架構(Service Oriented Architecture, SOA)、空間網路服務(Geospatial Web Service)等資料服務技術整合，將多平台製圖系統架構結合以國家空間資料基礎建設(National Spatial Data Infrastructure, NSDI)為基本環境之共享式應用環境，促成服務型地理資訊系統(Service GIS)與合作型地理資訊系統(Collaborative GIS)概念之發展。

國家空間資料基礎建設以全國之空間資源(GeoResources)為範疇，制定地理資料儲存、登錄與交換標準，為了促進空間資料流通與交換、標準的採用、資料的分享，建立一個空間資訊的良好環境，涵蓋了相關政策、程序、標準、技術、組織、及資料等領域。NSDI 正在經歷從提供與展現資料的層次提升成以 Web 為基礎的空間資訊。在國際趨勢上，NSDI 不僅是國家或區域的考量，更應該是全球化，全球空間資料基礎建設(Global Spatial Data Infrastructure, GSIDI)的概念打破國家及區域的界線，建立一個全球性資料流通共享的環境。快速改變地理資訊系統之運作模式。

圖 6.29 所示，本年度計畫與國土資訊系統資料倉儲所連結的政府單位及民間單位相當多，各單位都需要使用到其他單位的資料和服務，採用開放空間資訊協會(OGC)制定之網路地圖服務規範(WMS)及網路圖徵服務規範(WFS)，作為網路資料傳輸及交換協定。另外，實踐 SOA 最佳實作技術的 Web Service 以「服務」方式提供資料分享，SOA 架構極適合各單位設計好的應用軟體系統應用在國家空間資料基礎建設(NSDI)國土資訊系統資料倉儲跨平台上，逐步邁向全面資料共享的境界。

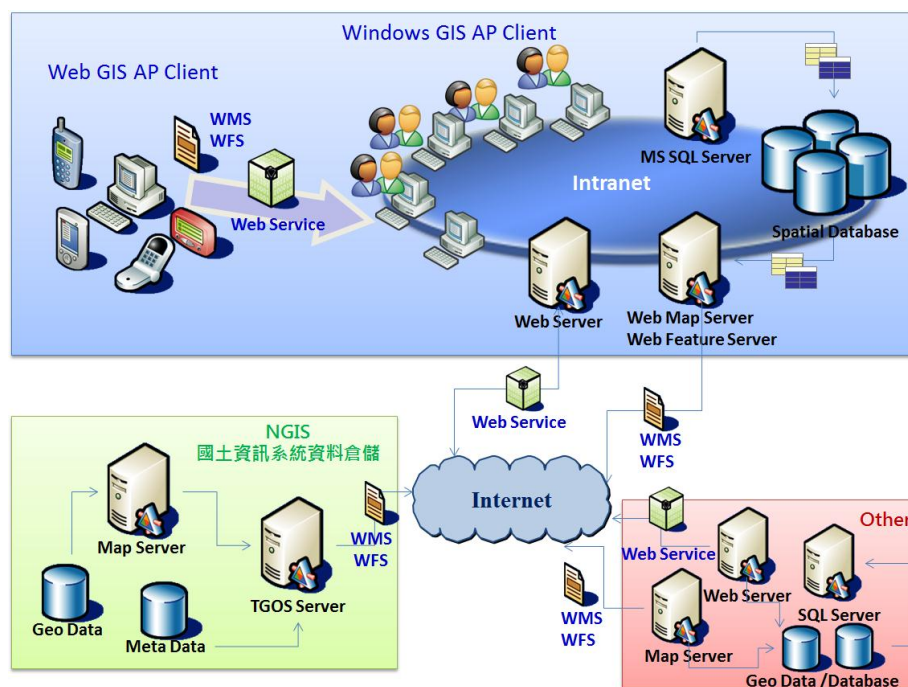


圖 6.29 資料供應服務規劃

### 6.3.8 資料供應服務技術說明

本計畫長期的目標為配合雲端發展技術與空間資料庫(Spatial Database)、開放地理資訊系統(OpenGIS)、空間網路服務(Geospatial Web Service)、軟體工程與資通訊科技等相關實務，建置以服務導向架構為基礎的多平台製圖系統運作機制，此機制亦可同時結合國家空間資料基礎建設。將此機制整合至『國土地利用調查與影像管理多平台移動測繪管理系統』實作。

多平台製圖系統中輸入端圖資來源分為原始影像圖資來源、Raster 圖資來源、Vector 圖資來源三大部分。

- 原始影像圖資：來自空載垂直影像、空載傾斜影像、無人駕駛飛行載具影像、測繪車影像、個人攜行式測繪系統影像等類型，原始影像圖資來源依據存放儲存位置如：本機端、內部網路檔案伺服器與網際網路 WCF IIS Server。
- Raster 圖資：來自衛星與航照正射影像等類型，Raster 圖資來源依據存放儲存位置如：本機端、內部網路檔案伺服器與網際網路 WMS Server。
- Vector 圖資：來自各式 GIS 圖資，例如土地利用圖、通用版電子地圖、行政區界圖、地籍圖、交通路網圖、建物邊界圖、門牌號碼與地址等類型，Vector 圖資來源依據存放儲存位置如：本機端、內部網路檔案伺服器與網際網路 WFS Server。如圖 6.30 所示。

為了將原始影像圖資來源、Raster 圖資來源、Vector 圖資來源三大部分整合在一起建構聯合作業模式，『國土地利用調查與影像管理多平台移動測繪管理系統』必須針對機能需求實作 WCF Web Service、WMS Client、WFS Client 等服務導向架構為基礎的多平台製圖系統運作機制。

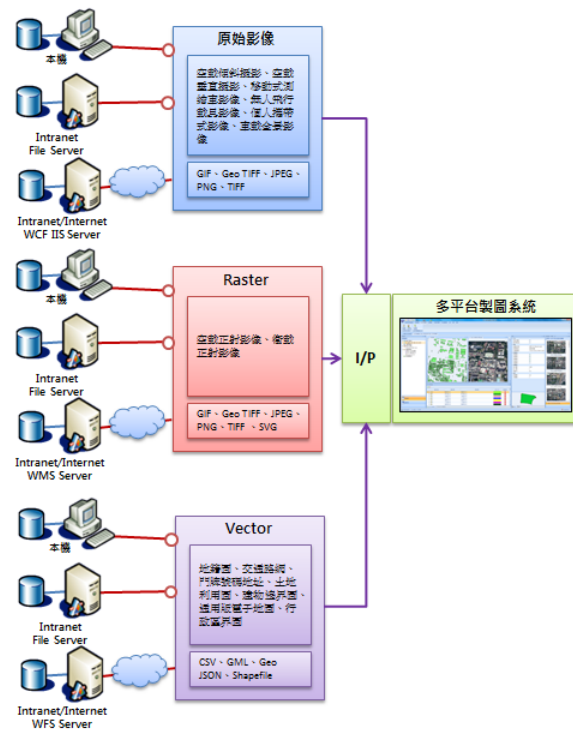


圖 6.30 多平台製圖系統中輸入端圖資來源

### 6.3.8.1 Windows Communication Foundation (WCF)

Web Services 是實踐 SOA 服務導向架構 的最佳實作技術，透過 SOAP 技術規範及網際網路本身跨平台的特性，用 .NET 或是 Java 等程式語言所建立的 Web Service，就可以在不同平台被使用，因此可以用來建立分散式架構中跨平台使用的元件。微軟為回應這種變化，在 .NET 平臺中推出了自身的 Web Service 產品，也就是 ASP.NET XML Web Service，但這個框架在通訊安全和性能等方面存在著一些難以解決的問題，在客戶端使用與程式實作部署上較為繁雜有一定之難度。因此，除了 ASP.NET XML Web Service 之外，微軟在分散式架構中，也有許多開發分散式元件的技術，像是 .NET Remoting、MSMQ 等。因為每種技術都有特定的溝通模式，也各有各的優缺點。像是 ASP.NET XML Web Service 雖然可以跨平台，但是速度上就比 .NET Remoting 支援的 TCP Channel 慢上許多；但是開發及設定 .NET Remoting 元件的難度又比 ASP.NET XML Web Service 複雜。更重要的是，必須要懂每種不同的技術，才可以作出符合需求的企業級元件，這對於開發人員來講，是相當沉重的負荷。

因此，微軟重新整合了 .NET 平臺下所有的和分散式系統有關的技術，例如 ASP.NET XML Web Service、.Net Remoting、WSE 和 MSMQ、Enterprise Service 等優點，並創建了新的分散式系統開發技術 Windows Communication Foundation (WCF)，WCF 是一個用於創建和運行分散式系統的技術集合，使用它能創建安全的(Secure)、可靠的(Reliable)、跨平臺的分散式解決方案。是微軟專門針對服務導向架構 SOA 應用程式提供的一個分散式(Distributed)程式設計框架。它可以支援跨應用程式定義域(App Domain)、行程(Process)、網路(Network)的進行資料通訊，而且能裝載在諸如 IIS Server、Windows Service、Console、Windows Application 等多種載體(Host)中。也就是說，在 WCF 框架下，開發基於 SOA 的分散式系統變得容易了。

本年度計畫使用微軟 WCF 技術框架，在 WCF 框架下，開發多平台製圖系統基於 SOA 的分散式原始影像讀取系統。當開發實作完原始影像讀取功能之 WCF Service 服務程式，就可以裝載在 IIS Server 中，再透過設定的方式，發佈支援不同通訊協定的服務端點，讓前端多平台製圖土地利用調查系統根據某地物之三維坐標及影像內外方位參數搜尋出網際網路上服務導向架構 SOA 應用程式提供的一個分散式影像圖檔資料。如圖 6.31 WCF 程式的基本架構所示。

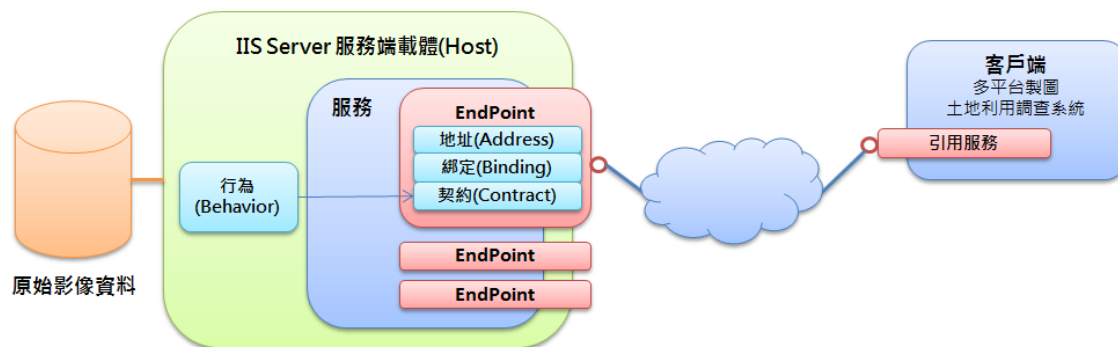


圖 6.31 WCF 程式的基本架構



開發 WCF 應用程式基本上有三項工作：一.撰寫 WCF 服務，這包括定義服務介面，以及撰寫實作服務介面的類別、二.部署 WCF 服務、三.撰寫 WCF 用戶端程式。WCF 程式與 Web Service 程式類似，先編寫伺服器端程式，然後前端引用服務的方式進行開發。前端多平台製圖土地利用調查系統只需要引用服務參考裝載在 IIS Server 內之 WCF 服務程式並調用實作開發即可。如圖 6.32 WCF Client 設計所示。

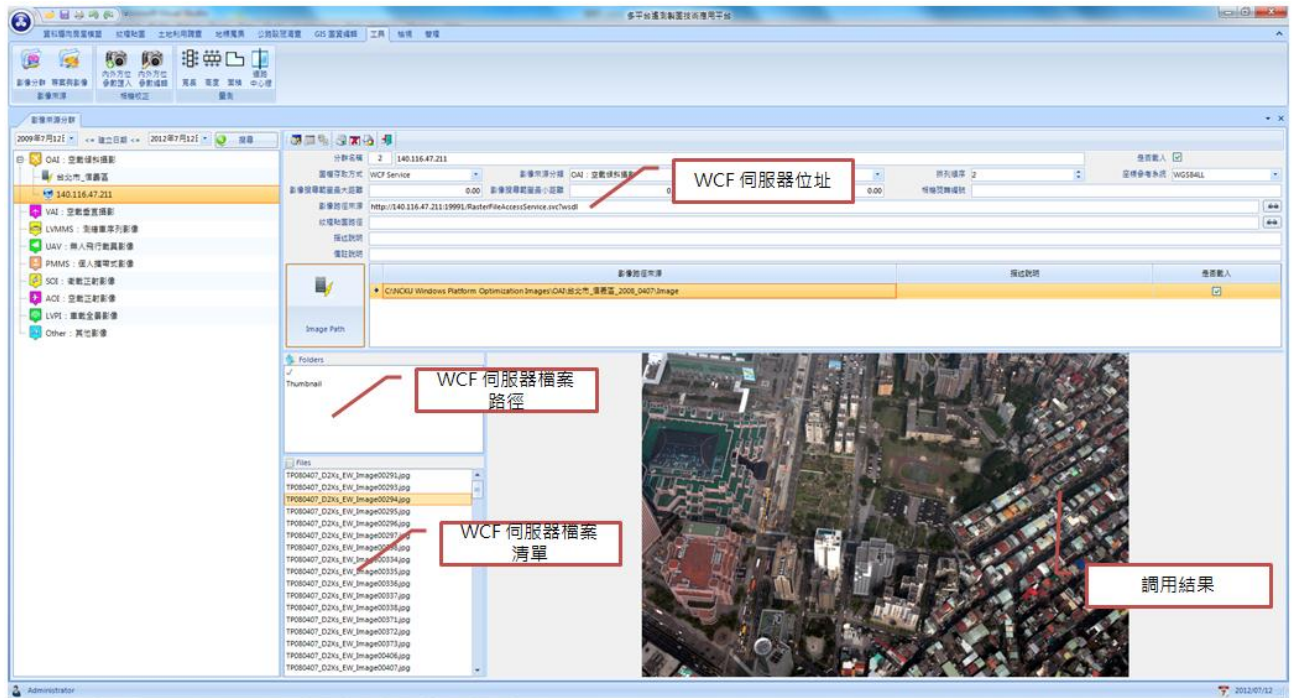


圖 6.32 WCF Client 設計

### 6.3.9 Web Map Service (WMS)

網路地圖服務(Web Map Service, WMS)是 OGC 對於地圖查詢所制定的服務規範。WMS 是對地圖查詢的服務，WMS 伺服器端是透過 HTTP 協定和用戶端的使用者所提出的請求參數互動，其原始的設計理念是希望從網際網路多重分散的資料庫中，擷取地理圖形及部分屬性資料以產生客製化的地理圖形。無論原始資料的檔案格式，能將資料發佈為 JPEG、GIF 或 PNG 之圖形格式。依照伺服器端的功能，還能支援 SVG 及 Web CGM(Web Computer Graphics Metafile)的檔案格式。WMS 是一個地理空間圖形的影像產生器，無論是向量資料或網格資料，它都轉換成一般瀏覽器可顯示的影像資料，如此使用者可以在不知道原始資料格式的情形下，即時套疊顯示多種不同來源的 GIS 圖形。符合 OGC WMS 規範的服務端程式可接受三種請求和回應，分別為詮釋資料(Metadata)、地圖(Map)和圖徵資訊(FeatureInfo)。

### 6.3.9.1 WMS 標準操作

1. GetCapabilities：此操作之功能為讓客戶端取得伺服器端的詮釋資料，而回覆客戶端的是該服務內容的詮釋資料，為一以 XML 編碼的文件；所提供給客戶端的資訊包括 WMS Server 所支援的 WMS 操作，並提供如圖層名稱、標題、樣式、空間參考系統等內容。
2. GetMap：此操作之目的在於請求伺服器生成一幅具有明確地理位置坐標範圍的地圖，但按照 WMS 的規範，這個操作需要明確地指定出操作本身遵循的 WMS 規範版本號，如 WMS 1.1.1 版或 WMS 1.3.0 版以及需要顯示的圖層、對應的坐標範圍、請求地圖的大小和格式等。
3. GetFeatureInfo：此操作之功能支援的情況為當某一圖層定義或繼承可查詢 (Queryable) 的屬性，其值等於 1(true) 時，客戶端便可依使用需求所取得的地圖資料，獲得相關的圖徵資訊、屬性資料等。當使用者取得查詢的地圖後，點選圖上某點(I,J)以取得更多的資訊，而基本的操作提供了客戶端指定像素、所調查的圖層以及最後輸出的資料格式(可支援格式包括 txt 文件形式、html 網頁格式及 GML 圖徵表示)。

### 6.3.9.2 WMS 服務參數說明

透過 URL 呼叫 WMS 服務之必要參數說明，如表 6.2 所示。

表 6.2 WMS 服務之必要參數說明

參數	說明
request	要進行之操作，如：request=GetMap
	GetCapabilities 取得 WMS 可提供之操作 <a href="http://WMS-URL?service=WMS&amp;request=GetCapabilities">http://WMS-URL?service=WMS&amp;request=GetCapabilities</a>
	GetMap 取得圖檔 <a href="http://WMS-URL?request=GetMap&amp;version=1.1.1&amp;bbox=-130,24,-66,50&amp;styles=population&amp;Format=image/png&amp;layers=topp:states&amp;width=550&amp;height=250&amp;srs=EPSG:4326">http://WMS-URL?request=GetMap&amp;version=1.1.1&amp;bbox=-130,24,-66,50&amp;styles=population&amp;Format=image/png&amp;layers=topp:states&amp;width=550&amp;height=250&amp;srs=EPSG:4326</a>
version	提供 WMS 服務的版本，如：version=1.1.1
srs	坐標系統，如：srs=EPSG:4326(WGS84 坐標系統)
layers	要求的圖層名稱，可指定 1~多個，以逗號隔開，WMS Server 會將所有圖層套疊結果回傳，如：layers=topp:states
bbox	要求的結果範圍，如：bbox=-130,24,-66,50
styles	圖層渲染的樣式，對應 layers 的設置順序，styles 也可以設置多個樣式，以逗號隔開，如：styles=population
Format	輸出的檔案格式，如：Format=image/png
width	輸出圖像之寬度像素值，如：width=550
height	輸出圖像之高度像素值，如：height=250

### 6.3.9.3 WMS Client 設計

根據上述理論需求，實作 WMS Client 介面。需求控制介面有兩個功能：一. 查看 GetCapabilities 返回的資料；二. 設置 GetMap 需要的調用參數。據此兩個功能來設計這個介面。當 GetCapabilities 訪問 WMS 伺服器返回資料在介面上顯示所有伺服器發佈的圖層，故需要在介面上顯示出 Layer 的 Name、Title、Abstract 屬性內容，除了這些屬性外，還需要知道每個 Layer 支援的 SRS、Style、Format 和 BoundingBox。這樣才能構造出合理的調用參數並提供自動構造調用參數的介面來發出 GetMap 請求。使用者選擇想要顯示的 Layer，選擇每個 Layer 的 Style，選擇 Format，選擇 SRS，輸入 BoundingBox，輸入返回圖像的尺寸。然後點擊 GetMap 按鈕，發出 GetMap 請求，等待 WMS 伺服器傳回圖檔資料並顯示出結果。如圖 6.33 WMS Client 設計所示。

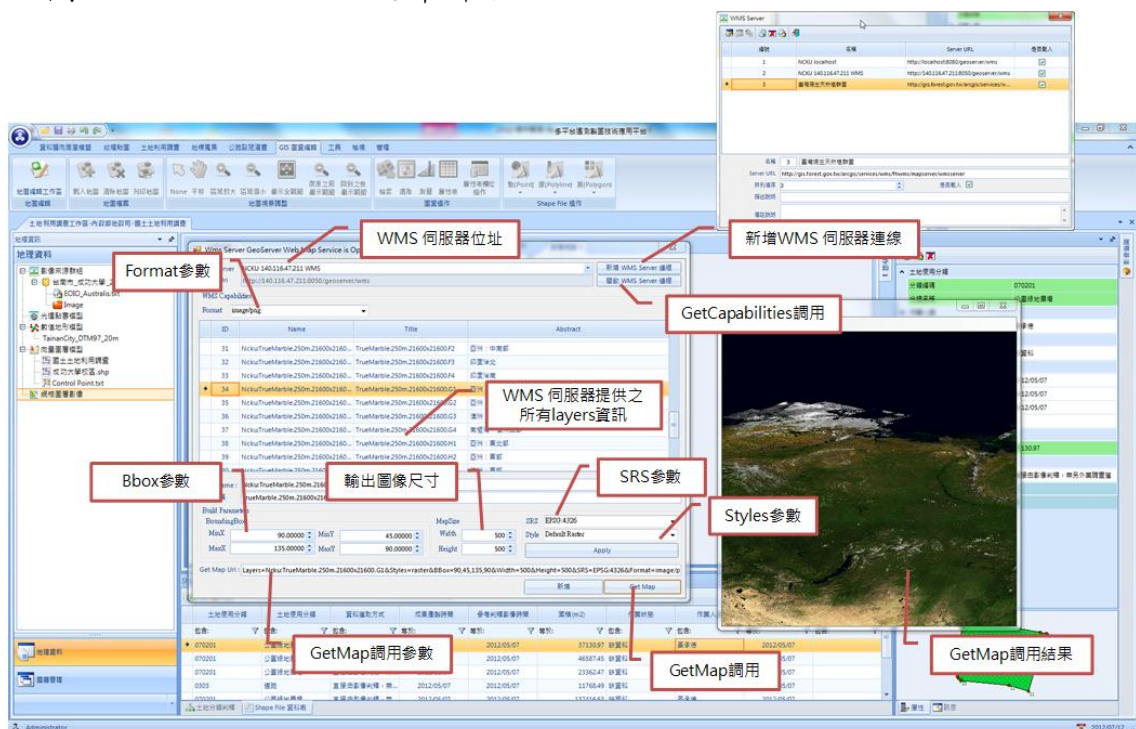


圖 6.33 WMS Client 設計

### 6.3.10 Web Feature Service (WFS)

網路圖徵服務(Web Feature Service, WFS) 該標準定義網路圖徵服務規格，透過 HTTP 介面，使用者可以取得向量式的地理圖徵資料或查詢圖徵屬性，相對於 WMS 具備更豐富的查詢介面。是 OGC 對於描述、展現圖徵資料的運作方式，讓伺服器端和使用者能在圖層上溝通，獲得圖層底下各圖徵的資訊，其核心協定為 GML，是資料交換流傳的重要方式。如同 WMS，使用者可透過 URL 傳參數和 WFS 伺服器互動；亦可透過 XML 文件遞交操作請求。WFS 提供網際網路上對 GIS 向量圖形資料存取與操作的介面。允許客戶端，透過網路服務取得不同來源的 GML 格式地理資料。使用者可以取得向量式的地理圖徵資料，甚至進一步可以進行資料編修。網路資料編修功能規格(transactional capability)，稱為 WFS-T，功能包括：新增、刪除、更新、取得或查詢功能空間及屬性資料。

### 6.3.10.1 WFS 標準操作

最基本的 WFS 應支援 GetCapabilities、DescribeFeatureType、GetFeature 三項操作，但僅提供唯讀的操作。另外二項操作 Transaction(optional) 和 LockFeature(optional) 不是必要的。

1. GetCapabilities：藉由此項操作，伺服器端會產生並回傳一個 XML 文件說明 WFS 伺服器端所能提供之服務。該文件說明 WFS 提供服務何種型態的圖徵，使用者可以對提供服務的圖徵進行何種操作，WFS 的 GetCapabilities 的調用格式與 WMS 差不多，但是返回資料卻有很大區別。藉此操作讓 WFS 可用來描述服務層的詮釋資料。具體地來說，它會明確地指出可接受服務的圖徵型態及被支援的圖徵型態。
2. DescribeFeatureType：在使用 WFS 的時候我們需要知道某個 FeatureType 有哪些屬性以及分別是什麼類型，這時我們就需要 DescribeFeatureType 方法。此項操作包含了 0~n 個型態名稱(Type Name)以描述圖徵型態的編碼。當使用者端提出此項請求時，WFS 伺服器會產生一個文件，以描述 WFS 提供服務的圖徵型態結構。藉由此項資料可以用來驗證由 WFS 伺服器所回覆的 GML 圖徵資料，或使用者在執行圖徵交換操作時所輸入的 GML 圖徵資料。
3. GetFeature：使用者提出 GetFeature 圖徵取得要求時，典型的圖徵是用 GML 的方式封裝起來，因此，GetFeature 的操作讓 WFS 回傳圖徵類型的返回資料的格式就是 GML，可指定圖徵中欲擷取的屬性資料。該操作包含了一個或多個元素的描述，用以定義欲查詢何種圖徵型態、欲輸出的屬性。另外，用戶端可指定要擷取的圖徵屬性及限制查詢空間或非空間資料。
4. Transaction：此功能操作可提供執行提交服務，用以描述資料圖徵的修改操作，具有修正圖徵的功能，舉凡新增、刪除及開立一個新的地理資訊圖徵。當 Transaction 的操作完成，WFS 將產生一 XML 文件以指出 Transaction 的完成狀態。例如：Insert 操作為指定的 FeatureType 創建新的 Feature 實例，Feature 的資料用 GML 描述。它會返回新 Feature 的 Id，順序和提交的順序一致。WFS 有一套複雜的機制允許用戶指定新 Feature 的 Id，Update 操作需要指定要修改的 Feature 和要修改的屬性以及屬性的新值。Delete 操作只需要指定 Featurer 即可。
5. LockFeature：在 Transaction 執行的時間對一個或多個圖徵執行鎖定的要求，以確保當某個圖徵在執行 Transaction 時，不會被其他使用者存取並修改。我們只需要告訴伺服器我們希望鎖住哪些 Feature，然後伺服器會返回兩組資料，一組是成功鎖定的 Feature Id，一組是無法鎖定的 Feature Id。

### 6.3.10.2 WFS 服務參數說明

透過 URL 呼叫 WFS 服務之必要參數說明，如表 6.3 所示。

表 6.3 透過 URL 呼叫 WFS 服務之必要參數說明

參數	說明	
request	要進行之操作，如：request=GetFeature	
	GetCapabilities	取得 WFS 可提供之操作 <a href="http://WFS-URL?service=WFS&amp;request=GetCapabilities&amp;version=1.1.0">http://WFS-URL?service=WFS&amp;request=GetCapabilities&amp;version=1.1.0</a>
	GetFeature	取得 FeatureType 圖徵資料 <a href="http://WFS-URL?request=GetFeature&amp;version=1.1.0&amp;typeName=topp:states&amp;featureid=states.3&amp;outputFormat=GML3">http://WFS-URL?request=GetFeature&amp;version=1.1.0&amp;typeName=topp:states&amp;featureid=states.3&amp;outputFormat=GML3</a>
	DescribeFeatureType	取得 FeatureType 圖徵的結構資訊 <a href="http://WFS-URL?service=WFS&amp;request=DescribeFeatureType&amp;typeName=topp:states">http://WFS-URL?service=WFS&amp;request=DescribeFeatureType&amp;typeName=topp:states</a>
version	提供 WFS 服務的版本，如：version=1.1.0	
typeName	要求的圖層名稱，如：typeName=topp:states	
outputFormat	Format	語法
	GML2	outputFormat= GML2
	GML3	outputFormat= GML3
	Shapefile	outputFormat= shape-zip

### 6.3.10.3 WFS Client 實作

根據上述理論需求，實作 WFS Client 介面。需求控制介面有兩個功能：一. 查看 GetCapabilities 返回的資料；二. 設置 GetFeature 需要的調用參數。據此兩個功能來設計這個介面。當 GetCapabilities 訪問 WFS 伺服器返回資料在介面上顯示所有伺服器發佈的圖層，故需要在介面上顯示出 Type 的 Name、Title、Abstract 屬性內容，除了這些屬性外，還需要知道每個 Type 支援的 SRS 和 BoundingBox。這樣才能構造出合理的調用參數並提供自動構造調用參數的介面來發出 GetFeature 請求。使用者選擇想要顯示的 Type，選擇每個 Type 的 SRS，輸入 BoundingBox。然後點擊 GetFeature 按鈕，發出 GetFeature 請求，等待 WFS 伺服器傳回 GML 資料並顯示出結果。如圖 6.34 WFS Client 設計所示。

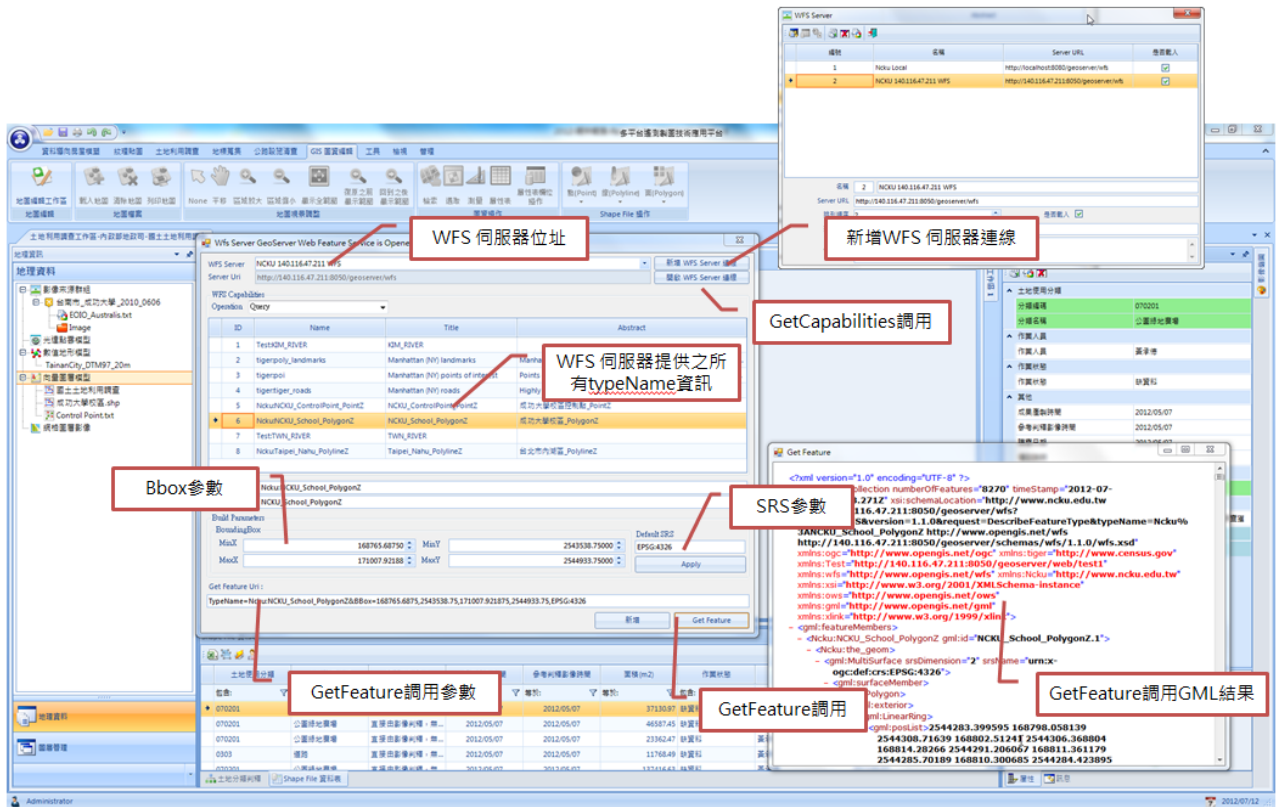


圖 6.34 WFS Client 設計

### 6.3.11 多平台製圖系統圖資資料融合實作

系統實作面將多平台製圖系統圖資資料融合成地理資料模組。地理資料模組可分為影像來源群組(測繪車立體影像)、數值地形模型、向量圖層模型及網格圖層影像四類，如圖 6.35 所示。

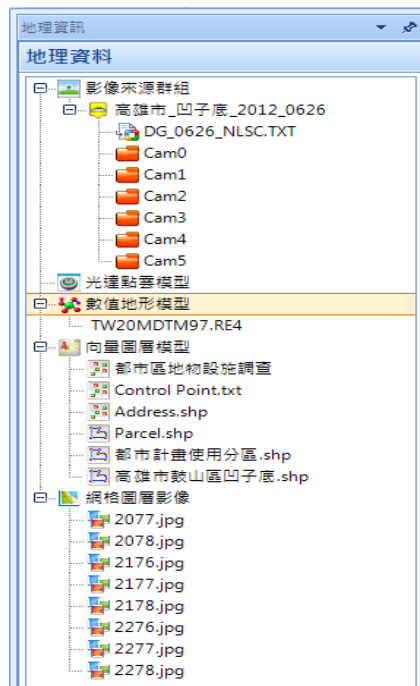


圖 6.35 地理資料模組

### 6.3.11.1 影像來源群組實作

影像來源群組可分為 WCF (Windows Communication Foundation) 與本地端的兩種來源資料形式，其中 WCF 是從遠端 WCF 伺服器取得影像，而本地端則是從本機電腦內的資料進行增加。影像來源群組可以多組，但是每一組影像來源群組則必須由影像目錄位置及內外方位參數兩者所組成；影像目錄位置是指影像放置的資料夾目錄，可以新增多筆目錄，而內外方位參數為一份，可匯入經由解算過後的內外方位參數，或是由數位相機 EXIF 檔頭所記錄的 GPS 與電子羅盤資訊來取得初略地拍攝位置與方位資訊。影像來源群組與影像目錄位置的順序可用滑鼠左鍵拖曳進行排序。

### 6.3.11.2 數值地形模型實作

數值地形模型只允許匯入一組，匯入檔案主要為 ER Mapper Header File (\*.ers) 檔案或是 LOC DTM Header Files (\*.hed)。

### 6.3.11.3 向量圖層模型實作

向量圖層模型可分為網路圖徵服務(WFS：Web Feature Service)、本地端與新增空白圖層的三種來源資料，其中 WFS 是從遠端 WFS 伺服器取得向量圖層，而本地端則是讀取來自本機電腦內的資料，另外空白圖層則可用於儲存數化建物的向量資料。

向量圖層模型主要是展示於地圖視圖上，或是套疊在影像視圖上；在地圖視圖上的應用，主要用於 GIS 圖資的展現；而影像視圖上，主要用於空載影像建物的套疊，或是車載影像地標、控制點等的套疊，使於容易進行辨識。

地圖視圖與影像視圖套疊的向量圖層順序可用滑鼠左鍵拖曳進行排序，其中上面的向量圖層在繪製時會遮蔽下面向量圖層顯示。

### 6.3.11.4 網格圖層影像實作

網格圖層影像可分為網路地圖服務(WMS：Web Map Service)及本地端兩種來源資料，其中 WMS 是從遠端 WMS 伺服器取得網格圖層影像，而本地端則是讀取來自本機電腦內的資料，與 GIS 圖資套疊之效果如圖 6.12 與圖 6.13 之範例所示。

網格圖層影像主要是展示於地圖視圖上，其應用主要在於 GIS 圖資底圖的展現；可同時跟向量圖層進行套疊，以方便辨識向量圖層模型與網格圖層影像之間的相關性。

地圖視圖套疊的順序可用滑鼠左鍵拖曳進行排序，其中上面的網格圖層影像在繪製時會遮蔽下面網格圖層影像，如果要同時對向量圖層模型與網格圖層影像排序時，可參照圖層管理介紹章節的敘述。

## 6.4 絕對定位精度分析

由於本計畫所使用之多平台框幅式影像其外方位參數來源可能是來自直接地理定位或傳統之空中三角平差(間接地理定位或 GNSS 輔助空三)，且各來源影像之空間解析度也各有不同。為了瞭解各個平台之適用性，例如災害防救、製圖或土地利用等，有必要分析其絕對定位精度。尤其是直接地理定位部分，當 GNSS/IMU 整體求解在 GNSS 訊號有長時間遮蔽現象時，對地理定位之影響。

以下針對多平台框幅式影像各種來源，分別進行絕對定位精度之分析，包括測繪車影像(採用直接地理定位，資料範圍在台北市內湖地區)、Swinglet UAV 影像(採用傳統空中三角測量，資料範圍在高雄市凹仔底)：

### ● 測繪車影像

為了檢驗直接地理定位之絕對精度，研究中採用台灣世曦透過立體觀測前方交會產生之地面檢核點三維坐標，其原始航空照片空三平差後絕對誤差在 10 公分以內，因此可當作本測試檢驗之獨立檢核點。由於在一般道路中心線附近僅能利用測繪車前方兩台工業級相機進行前方交會定位，而路邊之地物則可利用其他四台相機進行定位，因此測試中選擇了 20 個道路中間的檢核點，以及 20 個路旁的檢核點。此外，為了瞭解 GPS 訊號遺漏對絕對定位精度之影響，上述檢核點之分佈分別選擇了較空曠之道路(樂群二路及敬業三路)及高樓林立之道路(瑞光路及瑞光路 513 巷)，分別進行測試比較。圖 6.36 顯示案例”空曠道路”(上圖)檢核點之分布及(下圖)POS 解算後之軌跡，圖中綠色點表示 GNSS 訊號良好，愈接近紅色表示 GNSS 訊號有嚴重漏失的狀況。圖 6.37 顯示案例”高樓林立道路”(上圖)檢核點之分布及(下圖)POS 解算後之軌跡。表 6.4 為所有檢核點與真值之差異量，由此二圖與表可明顯看出高樓林立造成的 GNSS 訊號漏失問題很嚴重的影響到 POS 的解算成果及直接地理定位之精度，最大誤差可達 5.92 公尺。而若 GNSS 訊號良好下，最大誤差可在 1 公尺以內，標準偏差在 X-Y-Z 方向僅 0.16/0.17/0.30 公尺，平均值也很接近 0。顯示本系統在高樓林立下若要進行高精度測繪則需改變作法，包括駕駛中每兩分鐘停止 30 秒的 Stopping 做法，或者以自動匹配產生連結點，並以相對方位約制進行空三平差，再加入航照立體對所量測得之地面控制點，來獲取最高精度之外方位參數。此二部分因為時間因素，無法在計畫期間完成相關測試。



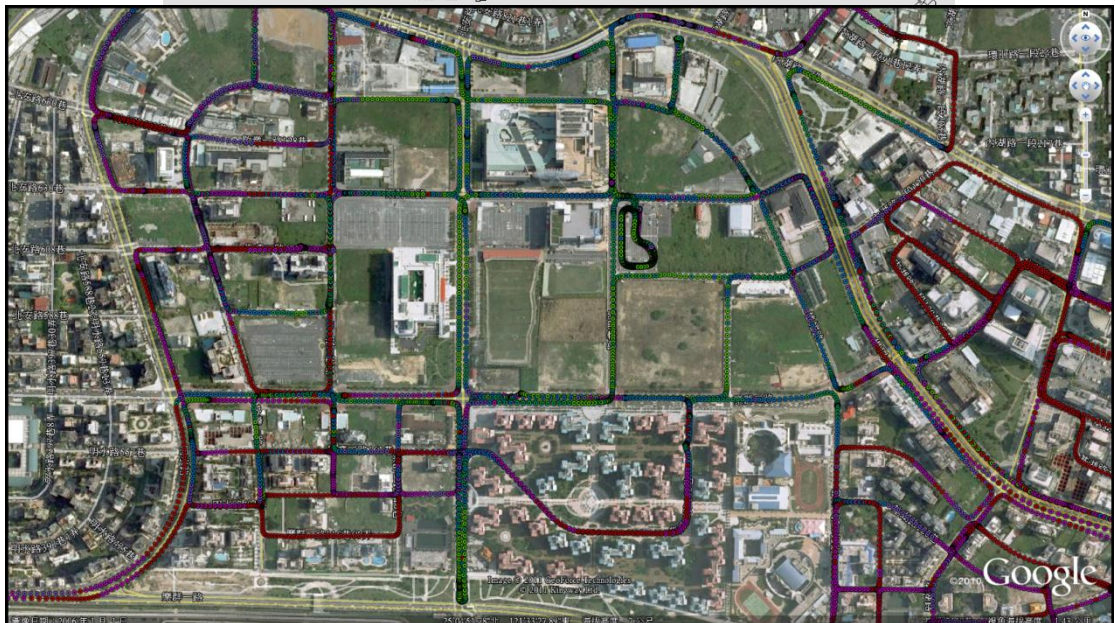


圖 6.36 空曠之道路(樂群二路及敬業三路)

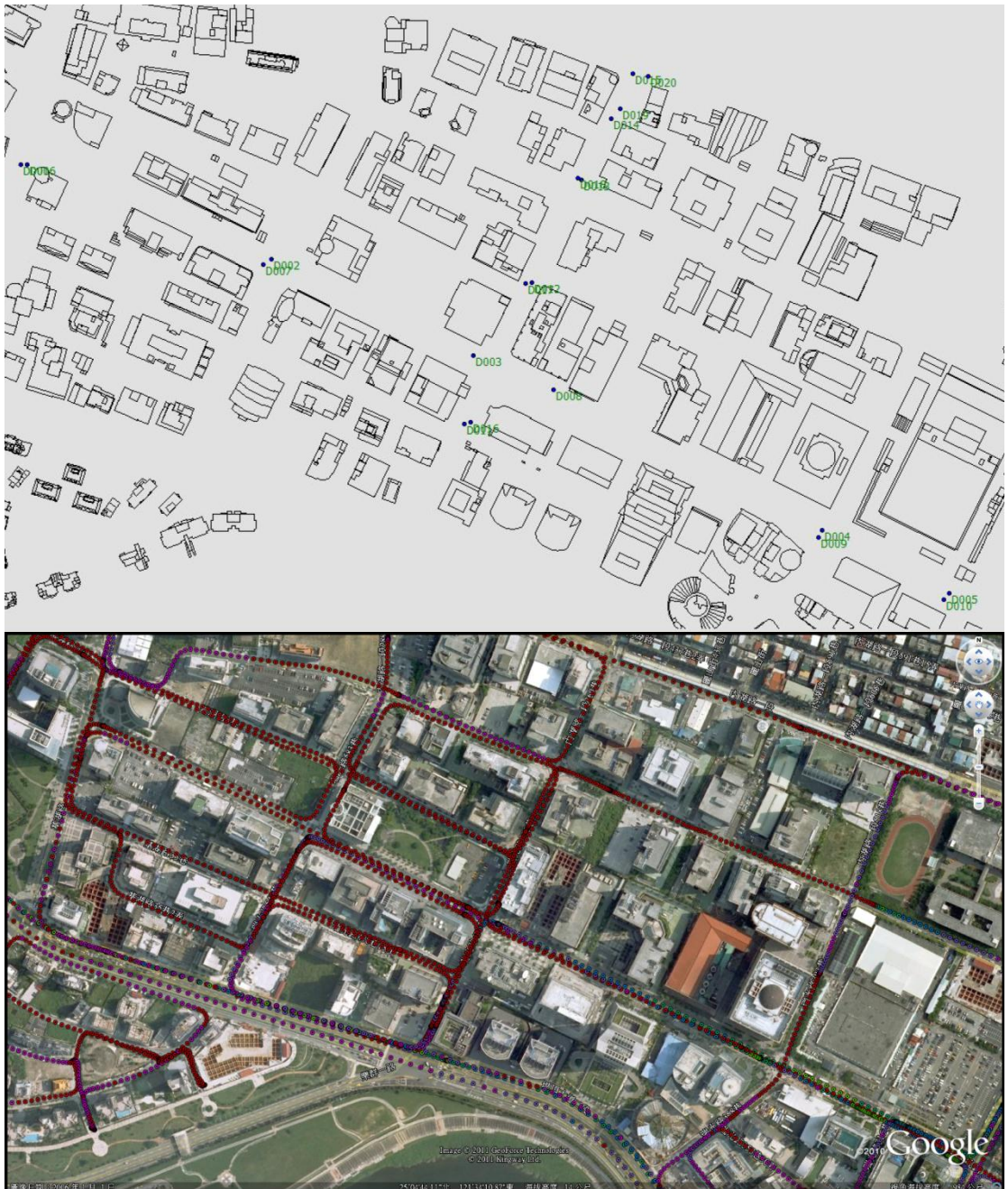


圖 6.37 高樓林立之道路(瑞光路及瑞光路 513 巷)

表 6.4 工業級相機直接地理定位絕對精度分析

高樓林立之道路					空曠之道路				
位置	點號	N	E	H	位置	點號	N	E	H
路中	D001	0.54	0.72	0.58	路中	A001	-0.10	-0.09	-0.20
路中	D002	-3.31	-1.41	1.12	路中	A002	-0.08	0.36	-0.13
路中	D003	-5.42	-3.05	0.86	路中	A003	0.19	-0.18	-0.33
路中	D004	-0.27	0.13	-0.48	路中	A004	0.28	-0.43	0.94
路中	D005	0.08	-0.03	-0.27	路中	A005	-0.13	0.08	0.00
路中	D011	0.89	0.48	-1.90	路中	A011	0.18	-0.09	0.25
路中	D012	-5.92	3.36	-0.43	路中	A012	-0.15	0.19	-0.03
路中	D013	-1.04	-0.06	-0.20	路中	A013	-0.37	0.07	0.13
路中	D014	-1.43	0.20	-0.21	路中	A014	0.07	0.05	0.25
路中	D015	-1.27	0.44	0.55	路中	A015	0.13	0.14	0.01
路旁	D006	0.44	0.53	0.47	路旁	A006	0.12	0.19	-0.07
路旁	D007	-3.37	-1.50	0.61	路旁	A007	-0.12	0.01	-0.22
路旁	D008	0.01	-0.70	-0.05	路旁	A008	0.05	-0.06	-0.08
路旁	D009	0.09	-0.13	-0.11	路旁	A009	-0.07	0.02	-0.17
路旁	D010	-0.06	0.55	0.75	路旁	A010	-0.08	0.05	-0.19
路旁	D016	1.51	1.46	-1.83	路旁	A016	-0.07	-0.15	-0.33
路旁	D017	-5.85	2.89	-0.21	路旁	A017	-0.03	0.14	0.40
路旁	D018	-0.97	0.07	0.24	路旁	A018	-0.17	0.17	-0.15
路旁	D019	-1.44	0.13	0.28	路旁	A019	-0.02	-0.05	-0.16
路旁	D020	2.63	-0.42	-1.78	路旁	A020	-0.19	-0.15	-0.33
Abs. Max. (m)		5.92	3.36	1.9	Abs. Max. (m)		0.37	0.36	0.94
Std. Dev. (m)		2.41	1.39	0.87	Std. Dev. (m)		0.16	0.17	0.30
Mean (m)		-1.21	0.18	-0.10	Mean (m)		-0.03	0.01	-0.02

同樣的，我們針對 Ladybug3 原始影像也進行直接地理定位之絕對精度分析，所使用的獨立檢核點來源同前節所述，但僅使用道路旁之檢核點，因為 Ladybug3 相機六個鏡頭間的位置幾乎一樣，沒有 X 方向之基線，不適合量測道路中間的地物。表 6.5 為統計分析成果，由此表可以發現相同現象，在高樓林立的道路，受到 GNSS 訊號漏失的影響，三維定位精度跟著下降，且比前節工業級相機差，原因是 Ladybug3 之視角(FOV)比較大，影像之空間解析度較差，且透鏡畸變量也比較大，所以此誤差量是合理的。另一方面在 GNSS 訊號良好的空曠道路，則三維定位精度馬上提升很多，與前節工業級相機相似，但同樣比較差些。本項試驗成果顯示，經過適當的率定後，即使像 Ladybug3 具有如此大的透鏡畸變，仍然可以進行三維量測的工作，惟目前最大關鍵還是 GNSS 衛星訊號是否足夠協助 POS 解算的問題。或者改以更高等級的 IMU 以提供更準確的姿態觀測量，使 POS 解算精度更高。

表 6.5 Ladybug3 直接地理定位絕對精度分析

高樓林立之道路				空曠之道路			
點號	N	E	H	點號	N	E	H
D006	1.18	0.68	-0.27	A006	0.09	1.03	-0.53
D007	-3.40	-1.48	0.27	A007	-0.09	-0.09	0.03
D008	0.24	0.30	-0.68	A008	0.17	0.00	0.52
D009	0.05	-0.27	-0.41	A009	0.32	-0.34	0.85
D010	0.08	0.03	0.53	A010	-0.05	0.08	0.04
D016	-4.95	-1.78	0.48	A016	0.51	-0.12	0.11
D017	0.81	0.42	-2.40	A017	-0.03	0.13	0.24
D018	-0.95	0.03	0.31	A018	-0.04	0.17	0.00
D019	-1.40	0.17	0.40	A019	0.00	-0.03	-0.11
D020	2.63	-0.38	-2.06	A020	-0.05	0.15	-0.59
Abs. Max. (m)	4.95	1.78	2.40	Abs. Max. (m)	0.51	1.03	0.85
Std. Dev. (m)	2.83	0.87	1.45	Std. Dev. (m)	0.24	0.13	0.32
Mean (m)	0.09	0.13	0.18	Mean (m)	0.09	0.13	0.18

● Swinglet UAV 影像

本項測試採用之地面控制點取自 e-GPS 進行地物特徵點之測量，例如車道分隔線與斑馬線角點。UAV 影像則是使用 SwingletCAM 小型 UAV(如圖 6.38)，搭載 Canon IXUS 數位相機，影像大小 12MP，航高約 400 公尺，焦距 4.4mm，像元大小 1.5um。測試中共拍攝四個架次，每架次約 20 分鐘，影像前後左右重疊百分比約 70%，共拍攝 212 張。



圖 6.38 Swinglet UAV

空三平差時先以 Pix4UAV 進行自動匹配得到連結點影像坐標，接著將連結點匯入 Australis 進行空三平差與相機率定，最後影像坐標觀測量後驗中誤差 (Sigma0) 為 0.58 (大於 0.5 個 pixel)，顯示其內方位比較不穩定，且觀察反投影成果可以發現透鏡畸變差並未完全修正，影像外圍誤差較大。然而使用 18 個地面控制點進行轉換後，其 X-Y 平面之 RMS 約 19.5 公分，Z 軸高程精度約 107 公分，相對精度 1:17600。圖 6.39 為所有影像之分布，圖 6.40 則為 Australis 下空三平差後之 3D 網型。



圖 6. 39 SingletUAV 影像分布

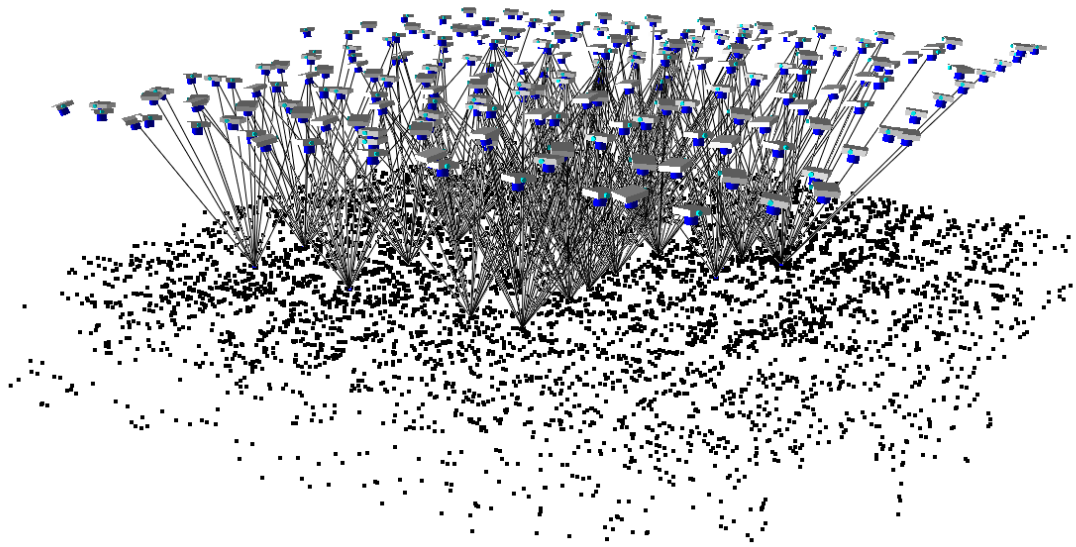


圖 6. 40 Swinglet UAV 212 張影像之 3D 空三平差網型

此外，本項測試亦使用 Pix4UAV 進行自動化 DSM 製作產生地表三維彩色點雲(圖 6.41)、地表三維模型(圖 6.42)、正射影像(圖 6.43)。圖 6.43 同時套疊地籍圖，可與圖 6.13 利用傳統大像幅相機所製作之正射影像比較，位置之套疊相當準確，主要差異為此正射影像是使用兩百多張影像所拼接而成，且航高約 400 公尺，因此建物的高差移位現象比較嚴重且不一致，容易導致建物區呈現重影現象，如圖 6.44 之範例所示。若有解決此問題，就必須先建立三維房屋模型，並製作”真實正射影像”糾正建物之高差移位，不讓建物影像在拼接過程造成重影現象。

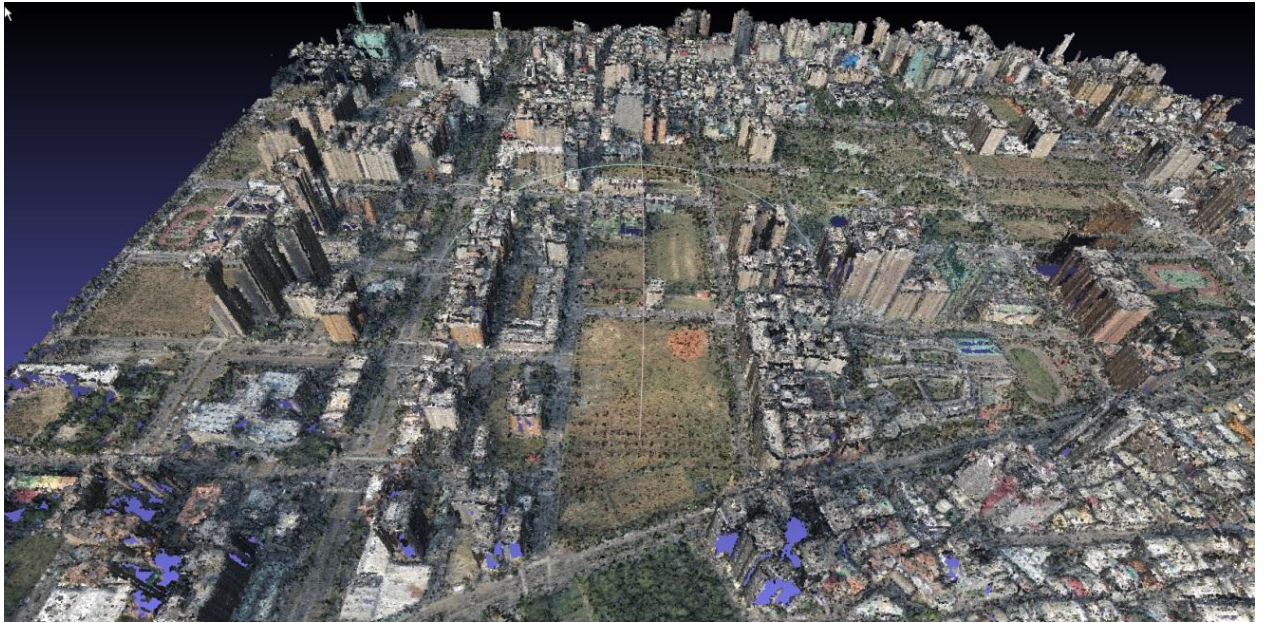


圖 6.41 地表三維彩色點雲

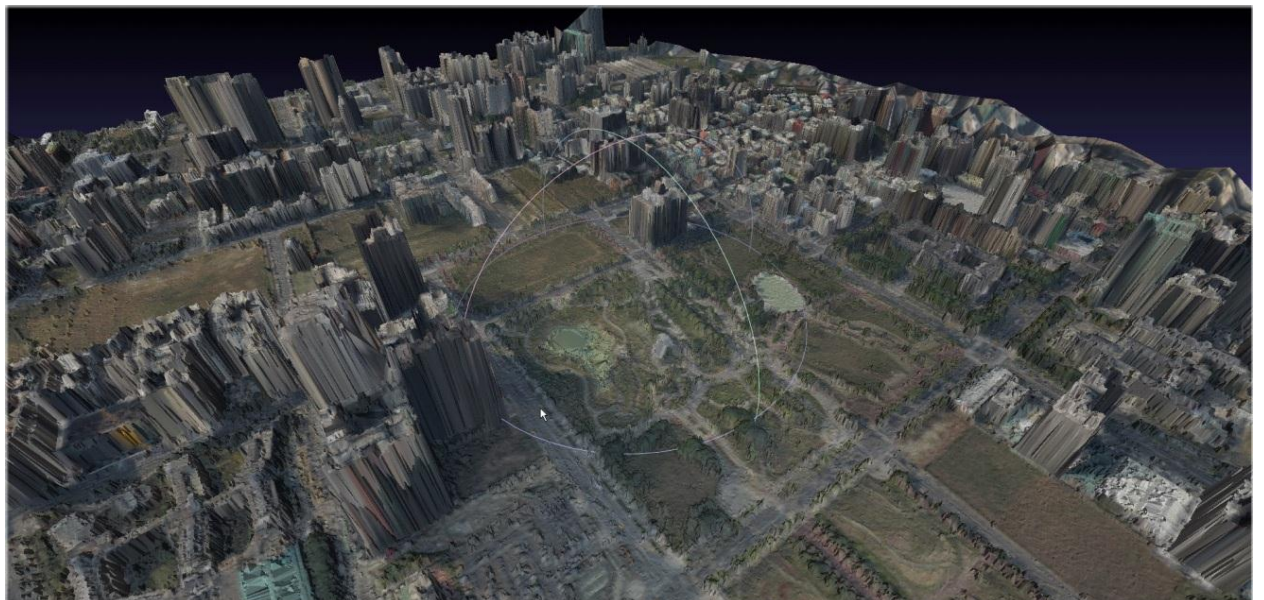


圖 6.42 地表三維模型



圖 6.43 Swingle UAV 正射影像與地籍圖套疊成果

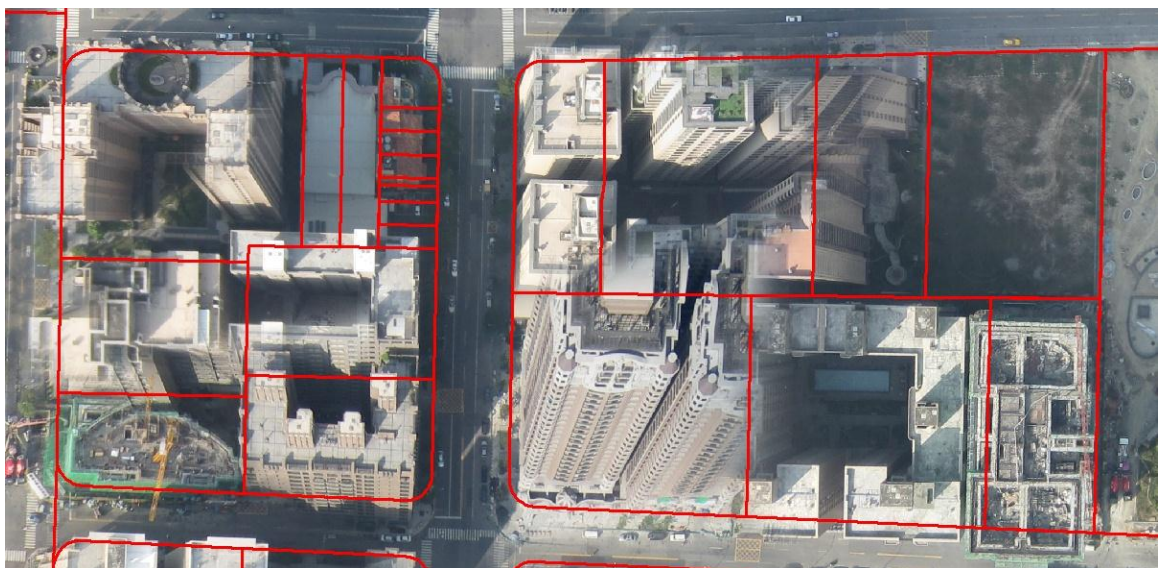


圖 6.44 正射影像中建物重影現象

## 6.5 本章小結

本章就「多平台製圖系統聯合作業模式之研究」之工作項目方面完成之進度說明如下：

本案首先依據建立雲端運算服務導向架構之多平台製圖系統之架構設計建置出對圖資流通收集與發佈的雙向資料互通性(Interoperability)需求之基礎機制，經由這個基礎機制，將所搜集的資料於組織內或跨應用系統，甚至跨產業間共

享。同時本案為了將原始影像圖資來源、Raster 圖資來源、Vector 圖資來源三大部分整合在一起建構聯合作業模式，針對機能需求實作完成 WCF Web Service、WMS Client、WFS Client 等服務導向架構為基礎的多平台製圖系統運作機制。

接著依據發展土地利用調查聯合作業模式規劃，自主開發一套『國土地利用調查與影像管理多平台移動測繪管理系統』視窗介面軟體，完成了多平台製圖系統測量模組工作區規劃之系統主架構設計同時也依據多平台製圖系統-土地利用調查模組架構，實作工作區地圖視圖功能與影像視圖功能模組、影搜尋像模組、空間前方交會模組、土地測量模組、土地利用調查屬性資料庫操作模組、土地使用分類模組等，並導入高雄市凹仔底測試區圖資作為完整系統功能之操作驗證，完成『國土地利用調查與影像管理多平台移動測繪管理系統』系統聯合作業模式，結合車載、空載與個人攜行移動製圖技術於國土地利用調查之研究。並且完成國土使用調查之 9 大類、41 中類、103 小類調查測試，以了解各式 MMS 影像對土地使用調查之能力與限制，藉由此新型調查方式和技術的改變來優化國土地利用調查作業方式，進而縮短外業時間，建立一個新的國土地利用調查模式架構。以快速有效地反應國土地需求的變化，同時縮短國土地調查的經費，以快速取得最新之國土使用狀況。

而在定位精度分析方面，SwingletCAM UAV 影像經傳統空三平差後，在平面與高程之 RMS 分別約 19.5 公分及 107 公分。Ladybug3 相機直接地理定位後在空曠地區約 13~24 公分，高程約 32 公分。測繪車立體影像在直接地理定位後空曠地區精度可達 16~17 公分，高程約 30 公分。而 PPIMS 360 全景影像在 e-GPS 可正常量測之情形下，其平面定位精度約 4~6 公分，高程約 5 公分。



## 第七章 論文期刊

本案執行迄今相關成員所提送期刊論文情況請參考表，相關文章與接受函請參閱附錄。

表 7.1 參與國內外學術會議及提送期刊論文情況

項次	會議或期刊名稱	論文名稱	作者	備註
1	ION GNSS 2012 (EI)	The Performance Evaluation of a Real-time Low-cost MEMS INS/GPS Integrated Navigator with Aiding from ZUPT/ZIHR and Non-holonomic Constraint for Land Applications	劉政岳、 江凱偉	已發表， ION GNSS 2012 最佳 論文獎
2	Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering (TCSME)	Performance Analysis of an AKF Based Tightly-Coupled INS/GNSS Integrated Scheme with NHC for Land Vehicular Applications	彭錕堯、 林政安、 江凱偉	已接受 (SCI)
3	Applied Mechanics and Materials (AMM)	The Performance Analysis of an AKF Based Tightly-Coupled INS/GNSS Sensor Fusion Scheme with Non-holonomic Constraints for Land Vehicular Applications	江凱偉、 林政安、 彭錕堯	已接受 (EI)
4	The International Symposium on Mobile Mapping Technology 2013 (MMT 2013)	The Impact of Alignment on DG Accuracy for Land Based Mobile Mapping Applications	林政安、 陳杰宗、 蕭輔導、 邵泰璋	已遞交
5	The International Symposium on Mobile Mapping Technology 2013 (MMT2013)	The performance of Personal Mobile Mapping System	朱建勳、 江凱偉	已遞交

## 第八章 結論與建議

本案執行之各項任務時程，遵照本案之工作計畫書預定時程進行，並於 101 年度 4 月起每個月工作專案月報回報至內政部地政司，作為每月進度檢核依據，本案各項任務皆如期完成進度，各工作項目之執行成果如下：

1. 「**建立多平台製圖系統測試及率定實驗室**」工作項目依據不同平台之作業特性與系統精度完成多平台製圖系統之各式系統誤差分析，完成多平台製圖系統測試及率定實驗室之場地規劃，並針對誤差原因提出改正方式。同時提出叢集式多元感測器融合架構，並納入地面控制點之輔助以進一步提升定位定向系統之穩定性，且提出一階段率定之概念以期在未來能有效修正多平台製圖系統誤差。最後針對慣性測量儀之原始觀測量引入基於小波轉換之訊號處理技術以提升慣性測量儀之定位定向精度。
2. 「**研製抗 GNSS 訊號脫落及干擾之定位定向系統演算法**」工作項目首先透過實測資料探討了 GNSS 訊號脫落長度對定位定向系統之影響。其次透過實測資料檢視分析初始化時間與陀螺儀精度及所要求精度之關係。同時本案領先全球發展階層式抗 GNSS 訊號脫落及干擾之定位定向演算法架構，就定位精度分析之實測成果顯示該架構能較現有緊耦合架構提升至少 90% 之定位精度。同時就移動製圖之效益而言，混合式架構與其他架構在於無遮蔽區之無控制點快速(>50 公里/小時)移動近景攝影測量模式效益並無太大差異，然而其效益於高遮蔽率區有顯著提升，經計算相較於目前商用緊耦合架構有 36% 的提升。
3. 「**結合內政部 e-GPS 系統，發展新式定位定向演算架構於應用領域**」工作項目完成收集虛擬主站 RTK 技術於移動製圖領域應用之文獻，並完成以內政部 e-GPS 系統之實測資料分析主站空間相關性對現有後處理差分動態定位定向演算法之限制，由實驗結果可知，新式後處理 M-VRS 動態定位定向演算法對於大範圍作業具備較高精度且較節省人力和時間成本。同時在高雄市完成規劃評估新式定位定向演算架構推展於地籍測量之可行性之試作地區，搭配車載與個人攜行系統評估新式定位定向演算架構推展於地籍測量之可行性。
4. 「**評估戰術等級定位定向系統之應用**」之工作項目完成使用近岸 GNSS 靜態固定站資料，以差分定位方式計算船載 GNSS 天線之動態位置，獲得天線的動態定位坐標，並應用全測站儀器量測各天線之間的相對位置以驗證 GNSS 基線定位。同時應用海測資料，評估戰術等級定位定向系統，與 GNSS 多天線陣列推得的船行姿態角(含航向 Yaw、滾轉 Roll 與俯仰 Pitch)進行比較。然而，由於兩者裝設位置之不一致，使得兩者成果存有框架差異之影響而不易對應比較。另外以 DTU10 MSS 的海水面高度作為參考高度，將 GNSS 測得的橢球高先進行姿態角之修正以及海水潮位的改正，並將修正後的海水面高度與 DTU10 MSS 平均海水面高度進行比較後確認姿態角修正具有改善海水面高度成果之效益。

5. 「多平台製圖系統聯合作業模式之研究」之工作項目完成先依據建立雲端運算服務導向架構之多平台製圖系統之架構設計建置出對圖資流通收集與發佈的雙向資料透通性(Interoperability)需求之基礎機制，經由這個基礎機制，將所搜集的資料於組織內或跨應用系統，甚至跨產業間共享。同時本案為了將原始影像圖資來源、Raster 圖資來源、Vector 圖資來源三大部分整合在一起建構聯合作業模式，針對機能需求實作完成 WCF Web Service、WMS Client、WFS Client 等服務導向架構為基礎的多平台製圖系統運作機制。另一方面依據發展土地利用調查聯合作業模式規劃，自主開發一套『國土地利用調查與影像管理多平台移動測繪管理系統』視窗介面軟體。
6. 目前既有工作成果已提送 1 篇 SCI 文章(已接受)與 2 篇 EI 文章(1 已接受, 1 已發表)與 2 篇研討會文章(已送出)，其中一篇文章獲得美國導航學會 ION GNSS2012 最佳論文獎。

根據本年度執行相關工作項目之成果，對於持續落實多平台製圖技術之建議持續研發事項列舉如下：

1. **完成建立多平台製圖系統測試及率定實驗室**
  - 完成設置整合式定位定向子系統之測試場
  - 完成設置影像感測器子系統之測試場
  - 完成設置多平台製圖全系統室外測試場
  - 完成發展上述各系統之測試與率定程序
  - 研提車載製圖系統之作業程序與規範
2. **彙整國內多平台製圖系統作業能量**
  - 多平台製圖系統業者調查與訪談
  - 潛在使用者訪談
  - 舉辦多平台製圖系統實務座談會
  - 研提多平台製圖系統相關技術支援機制
3. **評估 Compass 系統對多平台製圖應用之效益**
  - GNSS 系統發展之回顧
  - Compass 系統簡介
  - Compass 系統之動態定位精度效益分析
  - Compass 與 GPS 聯合定位精度分析
  - Compass 與 GPS 聯合處理策略對多平台製圖應用之效益評估
4. **評估發展直升機載直接定位之移動製圖與災害資訊蒐集模組**
  - 評估所需感測器規格
  - 設計機電整合架構
  - 建置原型系統
  - 發展所需的率定與定位軟體
  - 完成該模組之地面動態與靜態測試
  - 規劃該模組之飛行測試
5. **評估高酬載無人機於製圖與災害資訊蒐集之效益**

- 引入籌載重量大於 40 公斤之無人機平台
- 評估與設計合適的製圖與災害資訊蒐集酬載
- 研提適合製圖需求之作業模式
- 研提適合災害資訊蒐集需求之作業模式
- 製圖需求之作業模式
- 災害資訊蒐集與製圖作業模式之效益評估

#### 6. 多平台製圖系統於災害損害之偵測與評估

- 淹水區範圍偵測
- 淹水深度之量測
- 淹水區對道路及建物之影響程度
- 崩塌地範圍之偵測
- 應用前後期多平台製圖系統蒐集影像於崩塌量之估算。

## 第九章 期末報告審查會議委員意見

### 洪委員本善

1. 相機參數率定有  $c$ 、 $x_p$ 、 $y_p$ 、 $K_1$ 、 $K_2$ 、 $K_3$ 、 $P_1$ 、 $P_2$ 、 $b_1$ 、 $b_2$  等，但是在表 2.17 及 2.18 內結果，上述部分參數成果並沒有顯現，請補充說明之。(P.62、P.64-65)

### 回覆意見

感謝洪委員之寶貴意見，經修改後為 P.66、P.69-P.74 本團隊在進行相機率定時都有進行顯著性測試，而這幾個相機的  $b_1, b_2$  參數重要性都不顯著且接近於 0，為了節省表格空間因此表中都沒有顯示這兩個參數。

2. 個人攜行式製圖系統應用於地籍測量之定位精度為 15 公分，然而若考慮相對誤差而言，其精度是否優於 15 公分？(P.150)

### 回覆意見

感謝洪委員之寶貴意見，經修正後為 P.156，本次測試未考慮到相對精度，感謝委員之建議，以後有類似測試會加入此項驗證。

3. 表 2.21 內所示 elevation 相對旋轉角，幾何上之含意是否與 pitch 角相同？(P.69)

### 回覆意見

感謝洪委員之寶貴意見，經修正後為 P.74，Azimuth、Elevation 及 Roll 之定義已在期末報告修正本中補充說明。

4. 年度內工作項目很多，各項目皆已完成，建議研究團隊能夠縮小研究方向，使其中幾個研究項目成果，真正能夠付諸實際應用層面，脫離研究階段，達成真正應用的目標。

### 回覆意見

感謝洪委員之寶貴意見，來年的工作項目將與地政司尋求共識，積極朝向真正能夠付諸實際應用層面，脫離研究階段，達成真正應用的目標。

## 游委員豐吉

1. 有關慣性導航儀率定實驗室中，有溫度櫃之需求，請教是否有關於溫度對於慣性導航儀之影響相關資訊（文獻、報告等），以強化本實驗室設計時溫度櫃應是必備之設備？

### 回覆意見

感謝游委員之寶貴意見，溫度對於慣性導航儀之影響相關資訊補充於修正本之 2.5.1.1 中 (P.59-P.60)。

2. 有關週波脫落之模擬，其軌跡為直線或是迴圈式？，建議補充軌跡資訊(P.49)

### 回覆意見

感謝游委員之寶貴意見，測式軌跡已加入修正本中(P.52)。

3. 圖 4.16、圖 4.27 縱軸之單位請補充。(P.141、P.147)

### 回覆意見

感謝游委員之寶貴意見，經修正後為 P.146、P.152，已於文中對應處修改。

4. 船載平台上設定基線 BC、BA、AC，建議配合標明配置情況。(P.152)

### 回覆意見

感謝游委員之寶貴意見，經修正後為 P.158，已修正於表 5.1 下方的註記內容中。

## 王委員定平

1. 本案研究團隊針對計畫書及合約之工作項目皆能如期完成，各項目均對實際工作進行實驗及試辦，成果豐碩。

### 回覆意見

感謝王委員之鼓勵與肯定，本案目前所有的執行成果皆是參酌各位委員與地政司長官寶貴的建議而完成的。

2. 本工作案係以四年為期，分年辦理之委辦案，建請研究主題上應辦之主要項目能更加以深入研究，以更具績效，其他擴充部分則再予發揮。

### 回覆意見

感謝王委員之寶貴意見，我們將積極地與地政司針對未來的主要研究項目持續溝通並達成共識，將著重在研究項目的延續性、實用性與前瞻性，積極朝向真正能夠付諸實際應用層面，達成真正應用的目標。

3. 結論與建議乙章節，請再增加「建議」部分，例如本年度工作中上需繼續進行者或本案相關性之願景。

### 回覆意見

感謝王委員之寶貴意見，相關建議內容已增列在修正本的結論與建議章節中。

### 陳委員清河

1. 期末報告中第 1.1 節「本案執行主軸」之文字結構請再斟酌整理，宜凸顯本年度進行之工作項目，而未來發展建議則置於最後。(P.1-3)

### 回覆意見

感謝陳委員之寶貴意見，本節內容已照陳委員建議修改文字結構，請參考修正本之第 1.1 節。

2. 文中提及「..... 本系目前所擁有之中階戰術等級換性測量儀.....POS-AV.....」此段落之各項精度，請教團隊是推估值還是來自於參考文獻？請註明之。另如為實際測試成果，請加入補充分析說明。(P.105)

### 回覆意見

感謝陳委員之寶貴意見，經修正後為 P.110，其精度是參考於廠商所提供

資料，且已呈現於表 2.1 多平台製圖環境因子比較表中，於文中對應處已修正文字描述。

### 3. 報告中部分文字請修正之。

- (1) .....約自迄今..... (P.7)
- (2) .....「100 年度..... (P.9)
- (3) .....，見表 4.16，..... (P.89)

#### 回覆意見

感謝陳委員之寶貴意見，已將第一章節重新編排包含第一、二項，第三項經修正後為 P.94，已於文中對應處修正。

#### 賈委員志強

1. 建議於未來制定檢核場與規範時，能夠參考或邀請廠商參與討論，以增加可行性。

#### 回覆意見

感謝賈委員之寶貴意見，目前研提規範與作業程序之工作項目尚屬初期規劃階段，所以暫時尚未納入廠商參與意見，未來若確定要進行制定檢核場與規範時，一定會邀請廠商與有關單位參與討論。

2. 導線圖中點位、點號等太小，不易閱讀，建議放大之；檢核點中有導線點、加密控制點，其差別為何？。(P.85)

#### 回覆意見

感謝賈委員之寶貴意見，經修正後為 P.90，已將圖中加入標號，加密控制點為利用 GPS 靜態測量聯合平差，所得之控制點，於測試實驗場中，因 GPS 訊號不佳，利用高精度全站儀與導線測量所測得之點為導線點，其上級控制點為加密控制點。

3. B15 是第二級控制點或是導線點？表 2.38 中 B15 及 B17 誤差橢圓達 0.073 及 0.078 公尺是否過大？有無規範標準？(P.86)



## 回覆意見

感謝賈委員之寶貴意見，經修正後為 P.91，這兩點的確誤差有點大，但因為這幾個點的用途為檢驗測繪車直接地理定位之精度，因此仍可達到精度需求。

### 4. 精密星曆 (PPP) 是否應該改為精密單點定位？ (P.139、P.141)

## 回覆意見

感謝賈委員之寶貴意見，經修正後為 P.144、P.146，已於文章中對應處修正。

### 5. 圖 4.27 與圖 4.23~4.26 之關係為何？其中圖 4.25 (d)、4.26 (d) 中「d」所指為何？ (P.145-146)

## 回覆意見

感謝賈委員之寶貴意見，經修正後為 P.150、P.151，這部分有遺漏一些圖，且標號有錯誤，已於期末報告修正本中進行修正統一。

### 6. 貴團隊評估慣性測量儀初始化時間以「靜態初始化 5 分鐘+動態初始化 15~20 分鐘」，但從表 3.7 中顯示其結果似乎沒有差異，為何建議採用此種模式，請說明之。(P.116-117)

## 回覆意見

感謝賈委員之寶貴意見，經修正後為 P.121-P.122，表 3.7 中顯示各種初始化模式結果沒有顯著差異的意義在於本案提出的概念是有效的；相較於傳統 15-20 分鐘的靜態初始化的方案而言，本案建議的各項替代方案在減少作業時間的前提下不損及作業精度，而建議「靜態初始化 5 分鐘+動態初始化 15~20 分鐘」的原因為 GPS 接收儀需要至少 1-2 分鐘進行初始化，而國內現有廠商使用的戰術等級慣性測量儀亦需要至少靜態初始化 3-5 分鐘才能確保下個階段動態初始化可以在 15-20 分鐘內讓系統之姿態精度收斂到符合移動製圖應用之需求。

1. 本案實作土地利用調查案例測試時，其僅使用 182 筆資料來做比對，樣本部分稍嫌不足，且資料較為早期，與本中心目前作業方法不一致，導致分析的結果其代表性可能堪虞，如有需要可與本中心近年度所進行的國土利用調查資料資料 (ex.今年度本中心台南市測量車測試成果) 來做交叉比對，較能準確地分析目前系統之效能。(P.181)

### 回覆意見

感謝國土測繪中之寶貴意見，經修正後為 P.195，本報告中有提到因為測試區是在都會區，因此無法完整包含所有 103 類地物。此外，本計畫測試成果特別強調多平台移動式測繪系統無法完全取代人員現場調查，畢竟有些地物的屬性是無法完全由影像中觀察其外表而得，各種平台都有其優點，彼此間要互補有無。採用多平台移動式測繪系統最大的優點是減少人工，而且所拍攝之影像後續可仍可當作證據當作檢核，而且還有其他加值用途，例如測量製圖與其他空間資訊之蒐集與更新。關於貴中心今年也有利用測繪車進行土地利用調查之研究，想必也會得到相似的結論。

2. 團隊於計畫中已設定其長期目的為配合雲端發展技術與空間資料庫、OpenGIS、空間網路服務、軟體工程與資通訊科技等相關實務，建置以服務導向架構為基礎的多平台製圖系統運作機制等等，其圖資範圍相當廣，如受限於人力經費，建議適時限縮範圍，增加研究深度，並實作以確認未來可行性。(P.164)

### 回覆意見

感謝國土測繪中之寶貴意見，本計畫下一年度將會聚焦在災防應用所需的圖資蒐集。

3. 表 4.7 表示車載系統與空載系統之 VRS-RTK 模式其精密定位定向效益分析為「不可」，與本中心所測試的成果似有差異，建議評估為「待測試」。(P.138)

### 回覆意見

感謝國土測繪中之寶貴意見，經修正後為 P.143，已於文章對應處修正。

4. 未來如朝向防災方面之研究，測量單位應專注於災害圖資之更新提供或移動製圖等方面的技術等，而非災害評估方面，請研究單位注意。

### 回覆意見

感謝國土測繪中之寶貴意見，本計畫下年度會將災損評估列入工作項目中，是因為上年度本團隊訪談國家災防中心時，他們提出在發生災後經常需要快速獲取災害影響的範圍、淹水深度、崩塌地範圍與崩塌量的估算等。由於本團隊的專長不在災損評估，因此這部分的評估僅會分析災害範圍內影響到那些建物與道路，並不會探討太深入的問題，例如人命、財產、各式作物的損失量。

### 李委員彥弘

1. 本次工作案之工作項目相當多，煩請執行團隊再與逐項檢視，各子項細節不顯著處，應再多加描述補充，紀錄各研究過程免有缺漏。

### 回覆意見

感謝李委員之寶貴意見，包含 2.2 節多平台製圖系統之系統誤差改正方式與第五章中應用修正後的船行姿態角資訊以獲得船重心位置的修正後橢球高等部分敘述不完整之章節已於文中對應處修正。

2. 於 2.2 節多平台製圖系統之系統誤差改正方式，先概述系統之自我檢核機制與影像量測及率定自我檢核機制，惟對於自我檢核機制應用於多平台系統之改正方式著墨稍嫌不足，建議再予補充文字並具體建議。(P.24-28)

### 回覆意見

感謝李委員之寶貴意見，多平台製圖系統之系統誤差改正方式之補充敘述已加入修正本之 2.2.1 節中。

3. 表 2.16 上下表格顯示似有疑義，請再予查證 (P.61)

### 回覆意見

感謝李委員之寶貴意見，經修正後為 P.65，已於文中對應處修正。

4. 一般測量上一次往返測回才會產生閉合差，但在表 2.42 水準測量結果中分述「閉合差-往」、「閉合差-返」兩項，請解釋說明其意義及路線規劃。(P.89)

#### 回覆意見

感謝李委員之寶貴意見，經修正後為 P.94，本控制場鄰近無水準高程控制點，若引測則需相當長的測線。本控制場之設置目的為移動式製圖系統之系統參數率定，目的在於求得車體平台上各感測器間之相對位置關係，與控制場之絕對基準選擇為何無關連，因此控制場高程之絕對基準應以減少誤差來源為最大考量，故本控制場以其中一點之 GPS 控制點為高程參考點。在施測時與部分 GPS 控制點連測，以 GPS 控制測量平差解算所得之橢球高與由水準測量結果計算而得知高程進行比對，為表 2.42，而表 2.43 為做了 2 測回之測量結果，以於文中修正描述。

5. 本期末報告中多項實驗表格分別計算其數據之標準誤差與均方根，其預表達之用意為何，煩請加以說明。(ex.P.136、P.158 等)

#### 回覆意見

感謝李委員之寶貴意見，已於 2.3.1 節(P.32)中加入所用公式，及描述其意義。

6. 工作項目中包括應用修正後的船行姿態角資訊以獲得船重心位置的修正後橢球高，並以推算每個觀測時刻的精確海水面高度，但在第五章中，並未對此方面之步驟、流程及結果加以論述，請補充之。(P.160)

#### 回覆意見

感謝李委員之寶貴意見，已補充於第 5.3 節(新增 5.2, 5.3 及 5.4 等章節)之中，其結果如圖 5.19~圖 5.39 以及表 5.5 所示。

7. 表格 6.4 與表 6.5 中 DX、DY、DZ 座標系統為何？(P.198-199)

#### 回覆意見

感謝李委員之寶貴意見，經修正後為 P.212、P.213，此部分已改為 N、E、H 於期末報告修正本中統一。

## 內政部地政司

1. 第八章結論與建議部分，建議採條列式的形式展現為佳。(P.205)

### 回覆意見

感謝內政部地政司之寶貴意見，經修正後為 P219-P221，此部分已於期末報告修正本中完成修訂。

2. 圖 2.16 及圖 2.17 架構誤差圖，因 North 和 East、Roll 和 Pitch 差異性相近，二折線幾乎重合不易判斷，建議可以雙軸折線圖的方式呈現表示，以凸顯兩者之差異性。(P.32)

### 回覆意見

感謝內政部地政司之寶貴意見，經修正後為 P.33-P.34，其圖主要是看後半段有所差異的部分，為經模擬遮蔽情形，而兩者之精度差異，可由縱軸尺度而得。

3. 圖 2.67 導線示意圖中 T2~T4 導線配置稍有不正確，請修正之。(P.85)

### 回覆意見

感謝內政部地政司之寶貴意見，經修正後為 P.90，已於對應處修正。

4. 圖 4.27 檢核點較差量圖中分述 x、y、z 三方向之較差量，各檢核點應無相關，故本圖採用折線圖表達似有不妥，請參酌。(P.147)

### 回覆意見

感謝內政部地政司之寶貴意見，經修正後為 P.152，此部分已於期末報告修正本中統一。

5. 表格 5.5 所列之成本高低部分似有錯置，請參酌。(P.160)

### 回覆意見

感謝內政部地政司之寶貴意見，經修正後為表 5.6 (P.174)，查證為合理

結果。

## 6. Google Trends 之趨勢圖有無縱坐標的量化表示？(P.164)

### 回覆意見

感謝內政部地政司之寶貴意見，經修正後為 P.178，Google Trends 圖表上的數字代表在某段時間內，相對於在 Google 上執行的總搜尋量，某個字詞被搜尋了多少次。這些數字表示的是並不是絕對的搜尋量數字，因為相關資料已經經過標準化並以 0-100 的縮放結果值表示；在除以最高值（即 100）之後，即得出了圖表中的每個點。

## 7. 土地利用調查案例測試與分析部分，實作中有 3 筆無法利用本案開發之系統做土地使用分類判斷之原因，請說明分析之；另因部分地區仍須至現場調查，本系統中有無結合平板或智慧型手機等攜帶方便之平台作業模式。（P.181）

### 回覆意見

感謝內政部地政司之寶貴意見，經修正後為 P.195，無法判釋的原因是，外表看得到是建物，但是是屬於哪一種用途的建物卻無法從外表研判，例如倉儲建物一般都沒有招牌。目前所開發之土地利用調查系統尚未針對平板電腦或智慧型手機設計專用的使用者介面，以協助現場人員進行土地利用調查。

## 第十章 參考文獻

- 尤瑞哲(2004)：GPS衛星定位測量概論，成功大學測量及空間資訊學系。
- 內政部(2006)：基本測量實施規則。
- 楊名、唐進賢 (2000)：10-50 公里即時動態GPS 演算法之設計與評估，測量工程，第四十卷，第一期，第5-22 頁。
- 江凱偉、曾義星、饒見有、詹劭勳、楊名 (2011): 100 年度發展與應用多平台遙測製圖技術工作案期末報告，內政部地政司。
- Aboufadel, E. and Schlicker S.(1999): Discovering Wavelets, Wiley-Interscience.
- Andersen, P. B., Gaunaa, M., Bak, C., and Hansen, M. H., (2009): A Dynamic Stall Model for Airfoils with Deformable Trailing Edges, Wind Energy, Vol. 12, No. 8, pp.734-751; DOI: 10.1002/we.326.
- Axelsson, P. (1999): Proceeding of Laser Scanner Data-Alorithms and Application, ISPRS JPRS, vol. 54, pp.138-147.
- Bingley, R. (2003): GNSS Principles and Observables – Part 1, Institute Of Engineering Surveying and Space Geodesy (University of Nottingham), Revision January 2003.
- Black, H.D. (1978): An Easily Implemented Algorithm for the Tropospheric Range Correction, Journal of Geophysical Research, Vol. 83, No. B4, April 10, 1978.
- Bergman, N. (1999): Recursive Bayesian Estimation Navigation and Tracking Applications, Linkoping University, Linkoping, Sweden.
- Britting, K.R. (1971): “Inertial Navigation Systems Analysis”, Wiley-Interscience, New York.
- Cannon, M.E. and Schwarz, K.P. (1990): A Discussion of GPS/INS Integration for Photogrammetric Applications, Proc. IAG Symp. # 107: Kinematic Systems in Geodesy, Surveying and Remote Sensing, Banff, pp. 443-452.
- Cannon, M.E. (1991): Airborne GPS/INS With An Application To

Aerotriangulation, Ph.D. Thesis, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Calgary, Canada, UCSE Report Number 20040.

- Cao, H. (2008): Research and Implementation of Error Calibration and Temperature-induced-error Compensation Technique for the FOG IMU, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, January, 2008.
- Cohen, C.E. and Parkinson, B.W. (1992): Aircraft Applications of GPS-Based Attitude Determination, Proceedings of ION GPS-92, Albuquerque, pp. 775-782.
- Chao, Y.C. (1997): Real Time Implementation of the Wide Area Augmentation System for the Global Position System with an Emphasis on Ionospheric Modeling, Department of Aeronautics and Astronautics Thesis, Stanford University, 1997.
- Cramer, M., D. Stallmann, and N. Halla (1997): High Precision Georeferencing Using GPS/IMU and Image Matching, Proceedings of the International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation, Banff, Vanda, PP.453-462, 1997.
- Czompo, T. (1990): Use of Spectral Methods in Strapdown ISS Data processing Proceedings of the international Symposium on Kinematic System for Geodesy, Navigation and remote sensing, Banff, September 10-14, Springer-Verlag, New York.
- Chiang, K.W., Noureldin, A. and El-Sheimy, N. (2003): Multi-sensors Integration using Neuron Computing for Land Vehicle Navigation, GPS Solutions, vol. 6, no. 3, pp. 209-218.
- Chiang, K.W. (2004): INS/GPS Integration Using Neural Networks for Land Vehicular Navigation Applications, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Calgary, Canada, UCGE Report 20209.
- Chiang, K.W., Chang, H.W., Li, C.Y. and Huang, Y.W. (2009): An Artificial Neural Network Embedded Position and Orientation Determination Algorithm for Low Cost MEMS INS/GPS Integrated Sensors, Sensors 2009, vol. 9, No. 4, pp. 2586-2610.
- Daubechies, I. (1992): Ten Lectures on Wavelets. Philadelphia:SIAM.
- Daubechies, I. (1996): Where do wavelets come from? (A personal point of view), Proceedings of the IEEE, Special Issue on Wavelets, 84 (no. 4), pp. 510--513, April 1996.



- Donoho, D.L. (1992): De-Noising via Soft Thresholding. IEEE Trans. Info. Theory, Vol.41,No.3, May 1995, pp. 613-627.
- Donoho, D.L. and Johnstone,I.M..(1995): Adapting to Unknown Smoothness via Wavelet Shrinkage, Journal of the American Statistical Association, Vol. 90, No. 432, December, pp. 1200-1224.
- El-Sheimy, N. (1996): The Development of VISAT - A Mobile Survey System For GIS Applications, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Calgary, Canada.
- El-Sheimy, N., Schwarz, K.P., and Gravel, M., (1995): Mobile 3-D Positioning Using GPS/INS/Video Cameras, The Mobile Mapping Symposium, Columbus, OH, USA, pp.236-249.
- Ellum, C.M. (2001): The Development of a Backpack Mobile Mapping System, Department of Geomatics Engineering, University of Calgary, Calgary, Canada, UCGE Reports 20159.
- Ellum, C.M., and El-Sheimy, N., (2003): The Calibration of Image-Based Mobile Mapping Systems, 6<sup>th</sup> Conference on Optical 3D Measurement Techniques, Switzerland.
- El-Sheimy, N., Abdel-Hamid, W. and Lachapelle, G. (2004): An adaptive neuro-fuzzy model for bridging GPS outages in MEMS-IMU/GPS land vehicle navigation, In Proceedings of ION GNSS 2004, Long Beach, CA, USA.
- El-Mowafy, A. and Schwarz, K.P. (1994): Epoch by Epoch Attitude Determination Using A Multi-Antenna System in Kinematic Mode, Proceedings of the International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation, KIS-94, Banff, Canada, pp. 331-340.
- Goodall, C., El-Sheimy, N. and Chiang, K.W. (2005): The development of a GPS/MEMS INS integrated system utilizing a hybrid processing architecture, In Proceedings of ION GNSS 2005, Long Beach, CA.
- Grejner-Brzezinska, D.A. (2001): Direct Sensor Orientation in Airborne and Land-based Mapping Applications, Department of Civil and Environmental Engineering and Geodetic Science, The Ohio State University, Report no. 461.
- Greening, T., Schickler, W., and Thorpe, A. (2000): The Proper Use of Directly Observed Orientation Data: Aerial Triangulation is not Obsolete, Proceeding of the ASPRS Annual Conference, Washington, DC, USA.
- Hinsken, K., Miller, S., Tempelmann, U., Uebbing, R., and Walker, S. (2002):

Triangulation of LH Systems ADS40 Imagery Using Orima GPS/IMU, International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Science, Photogrammetric Computer Vision, ISPRS Comm. III Symposium, Graz, Austria, Part A, pp.156-162.

- Hutton, J., Ip, A., Bourke, T., Scherzinger, B., Gopaul, N., Canter, P., Oveland, I., Blankenberg, L. (2008): Tight Integration of GNSS Post-processed Virtual Reference Station with Inertial Data for Increased Accuracy and Productivity of Airborne Mapping, The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. Vol. XXXVII. Part B5. Beijing , China,2008.
- Ip, A.W.L., (2005): Analysis of Integrated Sensor Orientation for Aerial Mapping, Department of Geomatics Engineering, University of Calgary, Calgary, Canada, UCGE Reports 20204.
- Ip, A.W.L., El-Sheimy, N., and Mostafa, M.M.R. (2004): System Performance Analysis of IMU/DGPS Integrated System for Mobile Mapping System (MMS), The 4th International Symposium on Mobile Mapping Technology (MMT 2004), Kunming, China.
- Juiler, S.J. and Uhlmann, J.K. (1997): A New Extension of Kalman Filter to Nonlinear Systems, In Proc. SPIE – Int. Soc. Opt. Eng (USA) (Orlando, FL, April 1997), vol. 3068, pp. 182-193.
- Klobuchar, J.A. (1986): Design and Characteristics of the GPS ionosphere Time Delay Algorithm for Single Frequency Users, Proceeding of IEEE Position Location and Navigation Symposium, Las Vegas, NV, 1986.
- Jacobsen, K and H. Wegmann (2001): Dependencies and Problems of Direct Sensor Orientation OEEPE Worksho, Integreted Sensor Orientatin, Hannover, Germany, Sept 17-18.
- Li, Y. H. (2010): The Calibration Methodology of a Low Cost Land Vehicle Mobile Mapping System, Institute of Navigation (ION) GPS/GNSS 2010 meeting, Oregon Convention Center, Portland, Oregon, USA.
- Li, Y. H.(2010): The Calibration Methodology of a Land Vehicle Mobile Mapping System and the Performance Analysis of the Direct Geo-referencing Department of Geomatics, National Cheng Kung University.
- Lapucha, D. (1990): Precise GPS/INS Positioning for Highway Inventory System, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Calgary, Canada.

- Mallat, S.(1989a): A Theory of Multiresolution Signal Decomposition: The Wavelet Representation, IEEE Trans.PAMI,11,pp. 674-693.
- Mallat, S.(1989b): Multiresolution approximation and wavelet orthonormal bases of L<sub>2</sub>, Transaction of the American Mathematical Society, vol. 315, pp. 69-87,September.
- Mallat, S. (2001): A Wavelet Tour of Signal Processing, Second Edition, Academic Press.
- Misiti, M., Misiti, Y., Oppenheim, G., and Poggi, J. (1997): Wavelet Toolbox Manual, The Mathworks.
- Monteiro, L.S., Moore, T. and Hill, C. (2005): What is the accuracy of DGPS, The Journal of Navigation, 58, 207–225.
- Mostafa, M.M.R. and Schwarz, K.P. (1999): An Autonomous System for Aerial Image Acquisition and Georeferencing, American Society of Photogrammetry and Remote Sensing Annual Meeting, Portland, Oregon.
- Mostafa, M.M.R. (2002): Camera/IMU Boresight Calibration: New Advances and Performance Analysis, Proceedings of the ASPRS Annual Meeting, Washington, DC, USA.
- Olivier, R. and Vetterli, M. (1991): Wavelets and signal processing, IEEE Signal Processing Magazine, October 1991, pp. 14-38.
- Saastamoinen, J. (1973): Contributions to the theory of atmospheric refraction, In three parts: Bulletin Géodésique, No. 105, pp. 270-298; No. 106, pp. 383- 397; No. 107, pp. 13-34, 1973.
- Schwarz, K.P., Chapman, M.E., Cannon, E. and Gong, P. (1993): An Integrated INS/GPS approach to the georeferencing of remotely sensed data, Photogrammetric Engineering & Remote Sensing, vol. 59, no. 11, pp. 1667-1674.
- Schwarz, K.P., Chapman, M., Cannon, M., Gong P., and Cosandier D. (1994): A Precise Positioning/Attitude System in Support of Airborne Remote Sensing, ISPRS94, Ottawa, Canada, June 6-10, pp. 241-248.
- Schwarz, K.P. and El-Sheimy, N. (1996): Kinematic Multi-sensor Systems For Close Range Digital Mapping, ISPRS 1996, Commission V, Working Group III, Vienna, Austria.
- Schwarz, K.P. and El-Sheimy, N. (2008): Mobile Mapping Systems – State Of

The Art And Future Trends, International Society for Photogrammetry and Remote Sensing, TS SS 3, Beijing.

- Skaloud, J. (1999), Problems in Direct-Georeferencing by IMU/DGPS in the Airborne Environment, ISPRS Commission III, WG III/1 Barcelona, Spain, 1999.
- Skaloud, J., Cramer, M. and Schwarz, K.P. (1996): Exterior Orientation by Direct Measurement of Camera Position and Attitude, International Archives of Photogrammetry and Remote Sensing, vol. XXXI, Part B3, pp. 125-130.
- Shin, E.H. (2005): Estimation Techniques for Low Cost Inertial Navigation, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Calgary, Canada, UCGE Report 20219.
- Sparto, P. J., Parnianpour, M., Barria, E.A. and Jagadeesh, J.M. (1999): Wavelet Analysis of Electromyography for Back Muscle Fatigue Detection During Isokinetic Constant - Torque Exertions", SPNE, Vol. 24, No.17, pp. 1791-1798.
- Strang, G.(1993): Wavelet transforms versus Fourier transforms, Bull. (New Series) Amer. Math. Soc., Vol. 28, No. 2, 1993, pp. 288-305.
- Strang, G. and Nguyen, T. (1997): Wavelets and Filter Banks.Wellesley-Cambridge Press.
- Tilk-Thies, Ulrike. (1986): Theoretical Aspects of Trigonometric Levelling. Univer Fed. Rep. of Germany.
- Tao, A.L., Jan, S.S. and Yang, M. (2011): An Ionospheric Delay Model for Pedestrian Navigation in East Asia Pacific Islands, International Global Navigation Satellite Systems Symposium, Nov., 2011.
- Titterton, D.H., and Weston, J.L. (2004): Strapdown Inertial Navigation Technology - 2nd Edition. In IEE Radar, Sonar, Navigation and Avionics, Series 17, N. Stewart, H. Griffiths, Eds. Institution of Electrical Engineers. Stevenage, UK.
- Wanninger, L. (2002):Virtual Reference Stations for Centimeter-Level Kinematic Proceedings of ION GPS 2002, Portland, OR, 1400-1407.
- Xie, Q. (2009): Study on Drift Compensation of Quartz Accelerometer in SINS, College of Opto-electronics Engineering of Chongqing University , Chongqing, China, April 2009.

- Xin, Y. (1995): Automating Procedures on A Photogrammetric Softcopy System, M.Sc. Thesis, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Calgary, Canada.
- Yan, L. and Zuxun, Z. (1988): Fast Implementation For Generating Epipolar Line Images With One-Dimensional Resampling, Eidgenossische Technische Hochschule Zurich, Institut fur Geodasie und Photogrammetrie., Bericht Nr. 145, April 1988.
- Zach, G., Studnicka, N., Amon, P. and Pfennigbauer, M. (2011): Extraction of Facade Maps Using a RIEGL VMX-250 Mobile Scanning System Mounted on a Boat, 7th International Symposium on Mobile Mapping Technology, vol. II.
- Zhang, Z. (1988): A New Approach of Epipolar-line Matching for Improving the Performance of SODAMS system, ISPRS 16th, Commission III, Kyoto, Japan, 1988.
- Zhang, J.Q. (1995): Development of a GPS-Aided Inertial Platform for an Airborne Scalar Gravity System, Report No. 20090, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Calgary, Canada.
- Zuo, R. (2006): Research on Temperature Compensation of FOG, Harbin Engineering University, China, January 2006.

# 附錄一:MMS 土地利用調查層級分析

本土地使用分類系統根據國土測繪中心之規範，整體為層級式樹狀結構，共分為3級。第一級共分為9大類，第二級就第一級之劃分再細分41類、第三級則就第二級之架構再分為稻作等103類，均分別給予編碼並闡明第三級分類項目之說明，其分類色碼表見附表1。

編碼方式主要依循民國82年土地使用分類系統之阿拉伯數字編碼，第一級分類項目給予2碼，編碼自01開始，第二級及第三級分類項目亦給予2碼；第二級及第三級分類項目代碼以尾數「0」代表與上1層級之類別相同。第一級9大類別如附表1所示。

附表1、第一級9大類別與土地使用類別色碼表

「農業使用土地」： 編碼 01	<p style="text-align: center;">土地使用分類色碼表</p> <table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th>代碼</th> <th>類別</th> <th>R</th> <th>G</th> <th>B</th> <th>色碼</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>01</td> <td>農業使用土地</td> <td>102</td> <td>255</td> <td>000</td> <td></td> </tr> <tr> <td>0101</td> <td>蔗作</td> <td>102</td> <td>255</td> <td>000</td> <td></td> </tr> <tr> <td>010101</td> <td>蔗作</td> <td>102</td> <td>255</td> <td>000</td> <td></td> </tr> <tr> <td>010102</td> <td>蔗作</td> <td>051</td> <td>255</td> <td>102</td> <td></td> </tr> <tr> <td>010103</td> <td>蔗作</td> <td>000</td> <td>255</td> <td>102</td> <td></td> </tr> <tr> <td>010104</td> <td>蔗作</td> <td>204</td> <td>255</td> <td>153</td> <td></td> </tr> <tr> <td>0102</td> <td>水產養殖</td> <td>204</td> <td>255</td> <td>204</td> <td></td> </tr> <tr> <td>010200</td> <td>水產養殖</td> <td>204</td> <td>255</td> <td>204</td> <td></td> </tr> <tr> <td>0103</td> <td>畜牧</td> <td>153</td> <td>255</td> <td>102</td> <td></td> </tr> <tr> <td>010301</td> <td>畜牧</td> <td>153</td> <td>255</td> <td>102</td> <td></td> </tr> <tr> <td>010302</td> <td>畜牧</td> <td>000</td> <td>255</td> <td>051</td> <td></td> </tr> <tr> <td>0104</td> <td>農業附帶設施</td> <td>204</td> <td>255</td> <td>000</td> <td></td> </tr> <tr> <td>010401</td> <td>灌溉</td> <td>204</td> <td>255</td> <td>102</td> <td></td> </tr> <tr> <td>010402</td> <td>倉儲設施</td> <td>102</td> <td>255</td> <td>153</td> <td></td> </tr> <tr> <td>010403</td> <td>農業品販賣場</td> <td>102</td> <td>255</td> <td>051</td> <td></td> </tr> <tr> <td>010404</td> <td>其他設施</td> <td>102</td> <td>255</td> <td>102</td> <td></td> </tr> </tbody> </table>				代碼	類別	R	G	B	色碼	01	農業使用土地	102	255	000		0101	蔗作	102	255	000		010101	蔗作	102	255	000		010102	蔗作	051	255	102		010103	蔗作	000	255	102		010104	蔗作	204	255	153		0102	水產養殖	204	255	204		010200	水產養殖	204	255	204		0103	畜牧	153	255	102		010301	畜牧	153	255	102		010302	畜牧	000	255	051		0104	農業附帶設施	204	255	000		010401	灌溉	204	255	102		010402	倉儲設施	102	255	153		010403	農業品販賣場	102	255	051		010404	其他設施	102	255	102	
代碼					類別	R	G	B	色碼																																																																																																	
01					農業使用土地	102	255	000																																																																																																		
0101					蔗作	102	255	000																																																																																																		
010101					蔗作	102	255	000																																																																																																		
010102					蔗作	051	255	102																																																																																																		
010103					蔗作	000	255	102																																																																																																		
010104					蔗作	204	255	153																																																																																																		
0102					水產養殖	204	255	204																																																																																																		
010200	水產養殖	204	255	204																																																																																																						
0103	畜牧	153	255	102																																																																																																						
010301	畜牧	153	255	102																																																																																																						
010302	畜牧	000	255	051																																																																																																						
0104	農業附帶設施	204	255	000																																																																																																						
010401	灌溉	204	255	102																																																																																																						
010402	倉儲設施	102	255	153																																																																																																						
010403	農業品販賣場	102	255	051																																																																																																						
010404	其他設施	102	255	102																																																																																																						
「森林使用土地」： 編碼 02																																																																																																										
「交通使用土地」： 編碼 03																																																																																																										
「水利使用土地」： 編碼 04																																																																																																										
「建築使用土地」： 編碼 05																																																																																																										
「公共使用土地」： 編碼 06																																																																																																										
「遊憩使用土地」： 編碼 07																																																																																																										
「礦鹽使用土地」： 編碼 08																																																																																																										
「其他使用土地」： 編碼 09																																																																																																										

由於土地利用調查之層級與所使用之影像規格、空間解析度、觀測方式有關，因此附表 2 顯示所有測試用 MMS 影像之規格與特性。附表 3-附表 11 則為各種土地利用類別之評估成果，其符號之意義分別為：

1. v：可清楚判釋。
2. X：無法清楚判釋。
3. ●：測試區內雖無此地物類別，但估計可清楚判釋。
4. Δ：測試區內雖無此地物類別，但估計無法清楚判釋。
5. ★：(通常)不易到達現場拍攝

附表 2、土地利用調查層級分析各式 MMS 影像之規格與特性

	空載垂直影像	空載傾斜影像	車載立體影像	車載 720 全景	人載 360 全景	GPS 數位相機
相機	Canon IXUS	Cannon 550D	Stingray/Basler	Ladybug 3	SONY Nex-3	SONY HX30V
影像畫素	12.1M	18.7M	2M	2M	14.2M	18.2M
與地物之距離(m)	400-450	300-450	2-100	2-100	2-100	0-100
觀測方向	從天空垂直往地面觀看傾角±10度	從天空傾斜往地面觀看傾角45±15度	在地面上水平觀看	在地面上水平觀看	在地面上水平觀看	可往任意方向觀看
空間解析度(cm)	10~20公分	5~30公分	2~30公分	2~30公分	0.5~20公分	0.5~20公分
視野	50-60度	50-60度	135度	720度	360度	50-60度

(一) 農業使用土地

農業使用土地下第二級共分為 4 類，第三級分為 11 類。第三級細分類項目係配合「農業統計年報」中農業生產統計分類進行修訂，以利相關調查資料之更新，如表 1 所示。

附表 3 農業使用土地分類系統表

第 I 級		第 II 級		第 III 級		空載 垂直 影像	空載 傾斜 影像	車載 立體 影像	車載 720 全景	人載 360 全景	GPS 數位 相機		
類別	代碼	類別	代碼	類別	代碼	說明							
農業 使用 土地	01	農作	0101	稻作	010101	係指從事稻米栽培之土地。包括水稻、陸稻	●	●	●	●	●	●	
				旱作	010102	係指從事雜糧作物、特用作物及園藝作物栽培之土地。雜糧作物包括小麥、黑麥、蕎麥、紅豆、大豆、玉米、粟(小米)、大麥、甘藷、花豆、綠豆、薏仁、落花生、蜀黍(高粱)；特用作物包括係指從事纖維料、油料、糖料(甘蔗)、嗜好料、香料、藥料及工業原料等特用作物栽培之土地。包括棕櫚、苧麻、亞麻、大甲蘭、苧苡(三角蘭)、向日葵、油菜籽、葛鬱金(粉薯)、甜菜、茶葉、菸草、胡椒、花椒、香茅草、芥末籽、杭菊、除蟲菊、枸杞、黃耆、麥門冬、桑樹、棉花、瓊麻、黃麻、洋麻(鐘麻)、芝麻、蓖麻籽、樹薯、甜菊、咖啡、可可豆、蛇麻、茴香、仙草、洛神葵、薄荷、魚藤、當歸、山藥、柴胡、牧草、綠肥作物；園藝作物包括蔬菜、食用菌菇類(包括木耳、香菇、草菇、食用菌菇類菌種、靈芝、洋菇、金針菇)及花卉(包括盆花植物、觀葉植物、切花植物)	●	●	●	●	●	●	
				果樹	010103	係指從事水果及乾果種植、栽培而以收穫其果實為目的之土地。包括李、杏、柿、栗、枇杷、橄欖、木瓜、楊桃、鳳梨、檳榔、葡萄、椰子、柑桔類、番石榴、梅、桃、棗、梨、芒果、胡桃、蘋果、龍眼、香蕉、蓮霧、荔枝、番荔枝、百香果	●	●	●	●	●	●	●
				廢耕地	010104	係指原為從事 010101 至 010103 分類項目栽培之使用，因廢耕而為草生之土地。如為從未栽植農作物及林木之草生荒地應屬 090300「草生地」	△	△	●	●	●	●	●
	水產 養殖	0102	水產養 殖	010200	係指水產養殖所使用之土地	●	●	●	●	●	●		
	畜牧	0103	畜禽舍	010301	係指飼育家畜、家禽所使用之土地	△	△	●	●	●	●		
			牧場	010302	係指放牧家畜、家禽之土地	●	●	●	●	●	●		
	農業 附帶 設施	0104	溫室	010401	係指有固定基礎之透明採光設施。	●	●	●	●	●	●		
			倉儲設 施	010402	係指供糧食、肥料、資材存放之設施。	△	△	●	●	●	●		
			農產品 展售場	010403	係指供農產品之集貨、包裝、運銷、展售等設施。	△	△	●	●	●	●		
			其他設 施	010404	係指供農作、畜牧、漁業、休閒農業生產或經營所需之栽培場、機房、資材室、冷藏或冷凍庫、育苗作業室等之設施。	△	△	●	●	●	●		



(二) 森林使用土地

森林使用土地下第二級共分為 3 類，第三級分為 12 類。第二級及第三級細分類項目係配合「國有林事業區檢定調查手冊」中林地分類，以利相關調查資料之更新，如表 2 所示。

附表 4 森林使用土地分類系統表

第 I 級		第 II 級		第 III 級			空載 垂直 影像	空載 傾斜 影像	車載 立體 影像	車載 720 全景	人載 360 全景	GPS 數位 相機
類別	代碼	類別	代碼	類別	代碼	說明						
森林 使用 土地	02	天然 林	0201	天然針 葉樹純 林	020101	係指天然針葉樹純林，其蓄積或株數至少佔 75%	●	●	★	★	△	△
				天然闊 葉樹純 林	020102	係指天然闊葉樹純林，其蓄積或株數至少佔 75%	●	●	★	★	△	△
				天然竹 林	020103	係指各類竹林或竹林佔全林冠 75% 以上	●	●	★	★	△	△
				天然竹 針闊葉 混淆林	020104	係指天然針、闊葉樹、竹混淆林，其針（或闊）葉樹種蓄積總和或株數總和至少佔 25% 以上，75% 以下	●	●	★	★	△	△
		人工 林	0202	人工針 葉樹純 林	020201	係指人工針葉樹純林，其蓄積或株數至少佔 75%	●	●	★	★	△	△
				人工闊 葉樹純 林	020202	係指人工闊葉樹純林，其蓄積或株數至少佔 75%	●	●	★	★	△	△
				人工竹 林	020203	係指各類竹林或竹林佔全林冠 75% 以上	●	●	★	★	△	△
				人工竹 針闊葉 混淆林	020204	係指人工針、闊葉樹、竹混淆林，其針（或闊）葉樹種蓄積總和或株數總和至少佔 25% 以上，75% 以下	●	●	★	★	△	△
	其他 森林 使用 土地	0203	伐木跡 地	020301	林木伐採後尚未完成更新造林者	●	●	★	★	△	△	
			苗圃	020302	培育林木之園區及附帶道路、建物等相關設施之總括	●	●	△	△	△	△	
			防火線	020303	為防止森林火災蔓延擴展，於山稜脊線設置以清除所有地表植生之帶狀裸露林地	●	●	★	★	△	△	
			土場	020304	木材自林地搬出途中暫時存放之場所，在林道末端者稱為土場	●	●	★	★	△	△	

(三) 交通使用土地

交通使用土地下第二級共分為 4 類，第三級分為 12 類，如表 3 所示。

附表 5 交通使用土地分類系統表

第 I 級		第 II 級		第 III 級			空載 垂直 影像	空載 傾斜 影像	車載 立體 影像	車載 720 全景	人載 360 全景	GPS 數位 相機		
類別	代碼	類別	代碼	類別	代碼	說明								
交通 使用 土地	03	機場	0301	機場	030100	包括航空站、航空貨運站、飛行場、航空貨物集散站及機場相關設施如助航設施（導航台、助航台、儀降系統及塔台）及其他設施（空中廚房、飛機製造修理場等）。如為軍用機場應屬 090100「軍事用地」，但如為軍民合用之機場以及山區與離島之直昇機緊急停機坪亦屬本分類	●	●	●	●	●	●		
				鐵路	0302	一般鐵路	030201	包含一般鐵路線（供一般使用之鐵路線）、專用鐵路線（運糖、運鹽或運木材）及捷運鐵路線之類別	●	●	●	●	●	●
						高速鐵路	030202	供高鐵使用之路線	●	●	●	●	●	●
		道路	0303	國道	國道	030301	係指道路系統分級為國道者	●	●	●	●	●	●	
					省道、快速道路	030302	係指道路系統分級為省道者	●	●	●	●	●	●	
					一般道路	030303	4 米以上，但不包含 030301 及 030302 以外，之道路，包括縣道、鄉道、市區道路和其他道路（堤防兩側道路視為水利用地，不屬於此類）	√	√	√	√	√	√	
					道路相關設施	030304	包括公路車站、停車場、車輛調度場、車輛檢修場、客貨運轉運站、服務區、休息站、監理機構及其他公路相關設施	X	X	√	√	√	√	
		港口	0304	商港	商港	030401	包括碼頭、修造船廠、倉棧設施及其他公共設施；軍港不在此限，如為軍商合用港亦歸屬於本分類	●	●	●	●	●	●	
					漁港	030402	包括碼頭、修造船廠、倉棧設施及其他公共設施	●	●	●	●	●	●	
				專用港	030403	係指軍、商、漁港以外之港口，但不包含海洋遊憩設施之遊艇港	●	●	●	●	●	●		
				其他港口相關設施	030404	包括獨立燈塔	●	●	●	●	●	●		

(四) 水利使用土地

水利使用土地下第二級共分為 7 類，第三級分為 17 類。第三級細分類項目修改自「各河川流域、海岸沿岸土地利用現況資料庫建置」中水利土地使用分類，如表 4 所示。

附表 6 水利使用土地分類系統表

第 I 級		第 II 級		第 III 級			空載 垂直 影像	空載 傾斜 影像	車載 立體 影像	車載 720 全景	人載 360 全景	GPS 數位 相機
類別	代碼	類別	代碼	類別	代碼	說明						
水利 使用 土地	04	河道	0401	河川	040101	係指江、河川、溪等水流經過之地域	√	√	★	★	√	√
				減河	040102	係指專為疏分本水道一定地段超量洪水而開闢之另一水道	●	●	★	★	●	●
				運河	040103	係指為便利水運所開鑿之水道	●	●	★	★	●	●
				堤防	040104	包括河堤、海堤及離岸堤（含設計之消波塊）	●	●	★	★	●	●
		溝渠	0402	溝渠	040200	包括灌溉、排水、給水及相關設施，其寬度 5M 以上者	●	●	★	★	●	●
		蓄水 池	0403	水庫	040301	係指建立堰壩所形成之水域及其附屬設施	●	●	★	★	●	●
				湖泊	040302	係指該水域在當地以湖、泊稱之者	●	●	★	★	●	●
				其他蓄 水池	040303	包括池、埤、溜、潭等；如專供養殖使用者，應歸屬於 010200 「水產養殖」類	●	●	★	★	●	●
				人工湖	040304	係指作為水源使用者之人工湖泊，形狀整齊，有輸水幹管等 相關設施。	●	●	■	■	●	●
		水道 沙洲 灘地	0404	水道沙 洲灘地	040400	水利法 81 條，凡與水流宣洩或洪水停駐有礙之地區，包括湖 沼、河口之海埔地與三角洲及指定之洩洪區	●	●	★	★	●	●
		水利 構造 物	0405	水閘門	040501	水閘門	△	△	★	★	●	●
				抽水站	040502	抽水站	△	△	★	★	●	●
				水庫堰 壩	040503	水庫堰壩	●	●	★	★	●	●
				地下取 水井	040504	地下取水井	X	X	★	★	●	●
				其他設 施	040505	包括水土保持處理與維護施做之攔沙壩、跨河橋樑保護工程 及其他設施等	●	●	★	★	●	●
		防汛 道路	0406	防汛道 路	040600	係指位於堤內緊鄰堤防供防汛使用之道路，及堤外便道等	●	●	●	●	●	●
		海面	0407	海面	040700	包括海面及海面上之附屬設施	●	●	●	●	●	●

(五) 建築使用土地

建築使用土地下第二級共分為 4 類，第三級分為 12 類，如表 5 所示。

附表 7 建築使用土地分類系統表

第 I 級		第 II 級		第 III 級			空載 垂直 影像	空載 傾斜 影像	車載 立體 影像	車載 720 全景	人載 360 全景	GPS 數位 相機
類別	代碼	類別	代碼	類別	代碼	說明						
建築 使用 土地	05	商業	0501	零售批發	050101	係指從事買賣貨品活動之土地，包括零售、批發及量販店，如百貨公司、商店、市場、大型量販店和購物中心。其中零售業之銷售對象以一般民眾為主，批發業（意旨從事有形商品批發、經紀及代理）批發業係以銷售大宗商品為主，其銷售對象多為機構或產業（如中盤批發商、零售商、工廠、公司行號等）。相關細項業別包括農、畜、水產品業、食品什貨、布疋、衣著、服飾品、家庭電器、設備及用品零售（批發）業、藥品、化粧品及清潔用品、文教、育樂用品、鐘錶、眼鏡、首飾及貴金屬、建材、機械器具、汽機車及其零配件、用品、綜合商品及其他商品之零售或批發	X	X	X	X	X	√
				服務業	050102	係指提供個人或工商服務務使用之土地包括住宿（如賓館、旅館、旅社、汽車旅館、民宿、觀光旅館、招待所）、餐飲（如餐廳、食堂、小吃店、速食店、鐵板燒店、日本料理店、飯館麵店、快餐店、牛排館自助火鍋店、飲酒店、啤酒屋）、運輸通信（如路上運輸、水上運輸、航空運輸、旅行、報關、郵政、電信、快遞）、金融保險（如銀行、信用合作社、農會、漁會信用部、信託投資）、不動產租賃、專業、科學及技術服務業（如法律及會計服務、建築及工程技術服務、專門設計服務、電腦系統設計服務業、資料處理及資訊供應、研究發展服務業、廣告、其他專業、科學及技術服務業（如市場研究及民意調查、攝影、翻譯服務、獸醫、環境檢測服務）、教育服務（如補習班、才藝班）、文化服務（如出版、電影製作、廣播電視、藝文及運動服務業）及其他服務（如洗衣、理髮及美容、殯葬服務、家事服務業、相片沖洗、浴室、駕訓班）	X	X	X	X	X	√
		住宅	0502	純住宅	050201	係指整體建築專供住宅使用者，不含其他使用之土地	X	X	X	X	X	√
				兼工業使用住宅	050202	係指一樓供工業使用，其餘供住宅使用樓層比例超過 50%	X	X	X	X	X	√
				兼商業使用住宅	050203	係指一樓供商業使用，其餘供住宅使用樓層比例超過 50%	X	X	X	X	X	√
				兼其他使用住宅	050204	係指一樓供住宅、商業或工業以外之其他使用且其餘供住宅使用樓層比例超過 50%	X	X	X	X	X	√
		工業	0503	製造業	050301	係指從事製造業使用之土地。包括食品、飲料、菸草、紡織、成衣、服飾品、皮革、毛皮、木竹製品、家具、裝設品、紙漿、紙製品、印刷、化學材料、化學製品、石油、橡膠、塑膠、非金屬礦物、金屬、機械設備、電腦、通信、電子、電力機械、運輸工具、精密光學、醫療器材、鐘錶等製造業，製造品零組件之組裝（裝配業）亦歸於本類	X	X	●	●	●	●
				倉儲	050302	從事經營租賃取酬之製造業相關原料、產品之堆棧、棚棧、倉庫、保稅倉庫等用地均屬之（不包括農業、林業場地儲存活動所使用之土地）	X	X	●	●	●	●
		其他 建築 用地	0504	宗教	050401	包括供寺廟、教（會）堂和其他宗教建築使用，但不包含 070101 法定文化資產項目之土地	X	X	√	√	√	√
				殯葬設施	050402	包含墓地、殯儀館、火化場和骨灰（骸）存放設施	●	●	●	●	●	●
				興建中	050403	已興建地下層或地面層但在現況調查年度內無法建築完成者	X	X	√	√	√	√
				其他	050404	係指宗教、殯葬設施、興建中以外之其他建築用地，包括人民團體、財團法人等類別	X	X	√	√	√	√

(六) 公共使用土地

公共設施使用土地下第二級共分為 6 類，第三級分為 14 類，如表 6 所示。

附表 8 公共設施使用土地分類系統表

第 I 級		第 II 級		第 III 級			空載 垂直 影像	空載 傾斜 影像	車載 立體 影像	車載 720 全景	人載 360 全景	GPS 數位 相機	
類別	代碼	類別	代碼	類別	代碼	說明							
公共 設施 使用 土地	06	政府 機關	0601	政府機關	060100	包含政府機關、民意機關、國際組織、外國使領館、其他外國機構等	△	△	●	●	●	●	
		學校	0602	幼稚園	060201	學校內如同時包括幼稚園、小學、中學等使用，以最高級之使用為主。如為托兒所則歸於 060400 社會福利設施	△	△	●	●	●	●	●
				小學	060202	供國民小學使用之土地	●	●	●	●	●	●	●
				中學	060203	供國民中學、高中（職）使用之土地	●	●	●	●	●	●	●
				大專院校	060204	供大專院校使用之土地	●	●	●	●	●	●	●
				特種學校	060205	包括啟聰學校、盲啞學校、感化院、輔育院等	△	△	●	●	●	●	●
				醫療 保健	0603	醫療保健	060300	包括醫院、診所、衛生所及衛生室、醫事技術及其他醫療保健服務之類別	△	△	●	●	●
		社會 福利 設施	0604	社會福利 設施	060400	包括兒童、少年、老人、婦女及身心障礙福利機構、社會救助機構、社區活動中心及其他社會福利設施，如為托兒所屬兒童福利機構之類別	△	△	●	●	●	●	
		公用 設備	0605	氣象	060501	包括測候站、雷達站、地震、海象、天文等觀測站及相關措施，但氣象局應屬機關分類	△	△	●	●	●	●	
				電力	060502	包括火力、水利、核能、風力、潮汐、溫差、潮流發電廠、變電所、輸配電鐵塔及連接站及其他電業相關設施	△	△	●	●	●	●	
				瓦斯	060503	包括煤氣、天然氣整（加）壓站、分裝場及接收站	△	△	●	●	●	●	
				自來水	060504	包括自來水廠和抽水站、加壓站、配水池、其他自來水設施	●	●	●	●	●	●	
				加油站	060505	加油站及附屬設施	△	△	●	●	●	●	
		環保 設施	0606	環保設施	060600	包括污水處理廠、污水抽水站、雨水及污水截流站、垃圾處理廠及垃圾掩埋場、廢物處理、空氣、噪音監測處理設施、資源回收設施	●	●	●	●	●	●	

(七) 遊憩使用土地

遊憩使用土地下第二級共分為 2 類，第三級分為 6 類。如表 7 所示。

附表 9 遊憩使用土地分類系統表

第 I 級		第 II 級		第 III 級			空載 垂直 影像	空載 傾斜 影像	車載 立體 影像	車載 720 全景	人載 360 全景	GPS 數位 相機
類別	代碼	類別	代碼	類別	代碼	說明						
遊 憩 使 用 土 地	07	文 化 設 施	0701	法定文 化資產	070101	係指具歷史、文化、藝術、科學等價值並經指定或登錄之古蹟、歷史建築、聚落、遺址、文化景觀、自然地景等土地	△	△	●	●	●	●
				一般文 化設施	070102	包括博物館、演藝廳、音樂廳、文化中心、史蹟陳列館、藝術館、紀念館、美術館、文物陳列館、工藝陳列館、圖書館、博物館、劇院	△	△	●	●	●	●
				其他文 化設施	070103	包括教育部主管之社會教育館、動植物園、海洋生態館、海洋公園、科學館等	△	△	●	●	●	●
		休 閒 設 施	0702	公園綠 地廣場	070201	係指非營利性且供一般民眾休憩之土地，包括公園、綠地、廣場、花園及相關園藝設施	●	●	●	●	●	●
				遊樂場 所	070202	包括室內遊樂場（電影院、電子遊樂場、保齡球館、撞球場、上網專門店、釣蝦場）及戶外遊樂場（高爾夫球場、營利性公園、森林樂園、海底樂園、森林遊樂區、露營野餐地、海上樂園、海水浴場）之類別	△	△	△	△	●	●
				體育場 所	070203	包括巨蛋、體育館、體育場、球場及游泳池	●	●	●	●	●	●

# **The Performance Evaluation of a Real-time Low-cost MEMS INS/GPS Integrated Navigator with Aiding from ZUPT/ZIHR and Non-holonomic Constraint for Land Applications**

**Cheng-Yueh Liu**

Department of Geomatics, National Cheng Kung University,  
No. 1, University Road, Tainan 701, Taiwan  
Tel: (886)6-237-0876 Fax:(886)6-237-5764  
Email: [f64951576@gmail.com](mailto:f64951576@gmail.com)

## **BIOGRAPHY**

Cheng-Yueh Liu is a Master Degree Student in the POINT Lab of the Department of Geomatics at National Cheng Kung University of Taiwan. He has been working with integrated navigation techniques since 2010. Mr. Liu's research interests include INS/GPS integrated system with different grade IMUs and the implementation of embedded real-time INS/GPS integrated system.

## **ABSTRACT**

INS/GPS integrated system has been one of the most popular methodologies in the research field of navigation technology. This paper aims at developing a real time low cost INS/GPS integrated navigator based on PC platform and reviewing many problems encountered in the development of real time system. A MEMS IMU is applied in the system in order to meet the requirements of low cost and small size. The proposed system utilize Auto ZUPT/ZIHR as a accurate update source for extended Kalman Filter (EKF) to improve the accuracy of navigation solutions during GPS signal blockages. . In the end, various field tests which include a pure INS aided by ZUPT/ZIHR and NHC, a simple INS/GPS and an INS/GPS aided by ZUPT/ZIHR and NHC are conducted in one open field, the campus of NCKU and roads in

downtown. the preliminary results presented in this study illustrates the proposed system with frequent ZUPT/ZIHR provides a stable performance which operates kinematically in free inertial mode without the aiding of GPS by 30 minutes with a low cost IMU and the INS/GPS integrated solutions are improved by 50% when automatic ZUPT/ZIHR and NHC are both applied in GNSS denied environments.

**Keywords : Real-time, INS, GPS,ZUPT, ZIHR, NHC**

## **INTRODUCTION**

The last two decades have shown an increasing trend in the use of positioning and navigation (POS/NAV) technologies in several land vehicle applications. Application areas of POS/NAV technologies in land transportation are numerous including automated car navigation, emergency assistance, fleet management, person/asset tracking, collision avoidance, environment monitoring, and automotive assistance. In fact, the convergence of location, information management and communication technologies have created a rapidly emerging market known as location-based services (LBS). LBS is a critical enabling technology using location as a filter or magnet to extract relevant information to provide value-added service such as location-aware billing,

automated advertising services and other location-based information sought by the user based on their location. Because of the importance of location information, the market in turn has pushed hard for the development of reliable vehicle navigation and guidance systems, providing not only location information but also route-guidance and location-sensitive services. Virtually all modern land vehicle navigation systems integrate two or more complimentary positioning technologies to provide the vehicles position, velocity and heading information in a seamless fashion. Typical candidates for such an integrated navigation system are the Global Position System (GPS) and Inertial Navigation Systems (INS).

GPS can provide continuous, accurate positioning with lines of sight to more than four satellites. However, the accuracy and availability of GPS-based vehicular navigation systems are subjected to the open-sky condition and degrade in the presence of signal blockage and reflected signals. INS can fill the GPS gaps to provide continuous navigation solutions (position, velocity, and attitude). In principle, an IMU refers to a set of inertial sensors including three gyroscopes and accelerometers and it provides compensated raw measurements including velocities changes ( $\Delta V_s$ ) and orientation changes ( $\Delta \theta_s$ ) along three directions of its body frame. On the other hand, an INS usually refers to an Inertial Measurement Unit (IMU) combining with an onboard computer thus it can provide navigation solutions in the chosen navigation frame directly in real time, in addition, it also provides compensated raw measurements(Titterton and Weston ,2004).

Although an integrated navigation system can work in GPS-denied environments, problems include the cost of inertial sensors and the length of time during the unavailability of GPS signals affects its applicability. Tactical-grade or better inertial systems can achieve good

positioning accuracy and sustainability during long GPS signal blockages; however, the cost of sophisticated sensors is critical for application such as the primary navigation module for general land vehicles. For this reason, MEMS inertial sensors are preferred as the complementary component to GPS for general seamless vehicular navigation applications. However, the positioning accuracy of these low-cost inertial sensors degrades rapidly with time when GPS signals are interrupted (Niu et al. 2007). The sustainability of an INS/GPS integrated system using currently commercially available MEMS inertial technology in typical GPS-denied environments is thus fragile (Niu et al. 2007). However, the progress of MEMS inertial sensors has advanced rapidly; thus, the inclusion of MEMS inertial sensors for general land vehicular navigation has a lot of potential in terms of cost and accuracy (Niu et al. 2007).

Real time INS/GPS integrated navigation system have been investigated intensively with various computation platforms (Li, et al., 2008; Zhang, 2009). In this study, the personal computer (PC) is chosen as the kernel platform to implement the real time INS/GPS integrated navigation system proposed to simplify the process of designing the real time version of navigation algorithms. Abundant Application Interface (API) tools provided by Operating Systems (OS) (e.g. Windows and Linux) are straightforward to apply and certificated rigorously in term of implementing a PC-based real time integrated navigation system. Generally speaking, the challenges of implementing a real-time system include multiple sampling rate data acquisition, multi-thread synchronization and measurement synchronization. Therefore, the first objective of this study is to perform system integration in hardware aspect and provide effective solutions dealing with measurement synchronization provided by different navigation sensors



Some measures have been taken to increase the sustainability of MEMS INS/GPS integrated systems for vehicular applications during frequent signal blockages using software approaches (Chiang 2003; Goodall 2009). Several INS/GPS integration schemes are available for implementing seamless land vehicular navigation applications, such as loosely coupled integration and tightly coupled integration schemes (Titterton and Weston, 2004). The choice of integration strategy primarily depends on application. Although tightly coupled integration schemes have those advantages including high accuracy and the capacity of updating GPS when the number of satellites is less than four, the complexity of computation produces a heavy computation load for processors used in lowcost vehicular navigation applications (Niu and Han 2008). High fault tolerance and low numerical computation burdens make loosely coupled integration schemes easier to implement (Titterton and Weston, 2004). The loosely coupled integration strategy is thus chosen here due to its simplicity of implementation and good performance. The disadvantage of the implementation is that the measurement update of the integrated navigation system is only possible when four or more satellites are in view.

Therefore, the second objective of this study is to modify a conventional loosely coupled INS/GPS integration scheme and implement various adding functions including auto Zero Velocity Update (ZUPT), auto Zero Integrated Heading Rate (ZIHR) and auto Non-Holonomic Constraint (NHC) as the primary navigator for the real time INS/GPS integrated navigation system thus to improve the positioning and orientation accuracy during long GPS outage. The principle of auto ZUPT/ZIHR and NHC are addressed comprehensively and implemented successfully in the proposed real time integrated system.

Ultimately, the third objective of this study is to verify the performance of proposed system by conducting two field tests in open sky and downtown environments. The cross analysis is conducted concerning the impact of aiding from ZUPT/ZIHR and NHC, respectively. The following scenarios are implemented for the detailed analysis of proposed system:

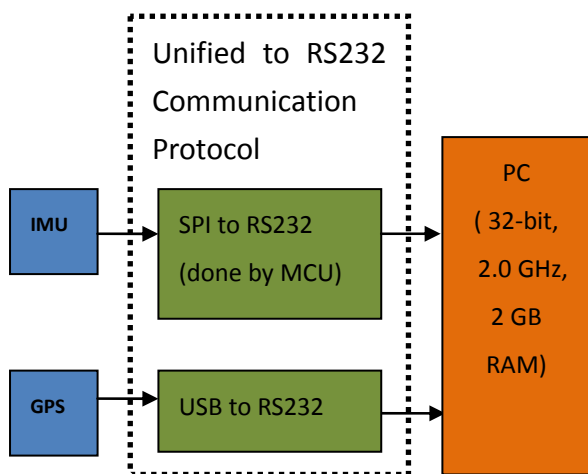
- (1) Static test for pure INS Aided by ZUPT
- (2) Static test for pure INS Aided by ZUPT/ZIHR
- (3) Kinematic test for pure INS Aided by busy-ZUPT/ZIHR in open land
- (4) Kinematic test for pure INS Aided by NHC in open land
- (5) Kinematic test for Pure INS Aided by arbitrary-ZUPT/ZIHR and NHC in downtown
- (6) Kinematic test for INS/GPS integrated system in downtown
- (7) Kinematic test for INS/GPS integrated system aided by arbitrary-ZUPT/ZIHR in downtown

## **THE HARDWARE CONFIGURATION OF PROPOSED SYSTEM**

### **Hardware Configuration**

Three components including IMU, GPS and PC are considered as the core of the hardware architecture of proposed INS/GPS integrated navigation system, which is shown in Figure 1. The proposed low cost PC-based system mainly involves a commercial laptop to integrate a low cost MEMS tactical grade IMU (ADI 16385) which outputs 1KHz digital signals of acceleration and angular rate and one commercial 10Hz GPS module (ublox EVK-6). The chosen IMU module offers an unmatched 6 degrees per hour in run bias stability, and angular random walk of 0.75 degrees/ $\sqrt{\text{hr}}$ . The sensors are dynamically compensated and provide a simple user interface and

control via a standard SPI (serial peripheral interface) and register interface, as shown in Figure 2.



**Figure 1.** The Integration block diagram and picture of proposed INS/GPS integrated system



**Figure 2.** The chosen IMU from ADI

Figure 3 illustrates the specifications of the GPS receiver, EvK-6T from ublox. This model is chosen because it can provide L1 carrier phase raw measurements that can be applied for differential GPS processing with single frequency carrier phase measurements to provide sufficient positioning accuracy for post processing

applications. In addition, it supplies Pulse Per Second (PPS) output used to synchronize IMU measurement.

Item	AEK-6T
Function	L1 carrier phase measurement and pseudo range
Communication port	USB, RS232 port
Sample rate	10 Hz
Voltage	5V
Dimension	74mm x 54mm x 24mm



**Figure 3.** The chosen GPS module from ublox

In addition, a MCU(Micro-Control-Unit) EVM board is applied to bridge the laptop and IMU for protocol transition from SPI to RS232. The RS232 communication protocol is recommended for its effective implementation. For hardware implementation, using simple GPIO (General purpose I/O) pins, timers and interrupt mechanism to realize the RS232 interface is not difficult. On the other hand, the high level serial communication APIs provided by OS is available for software implementation.

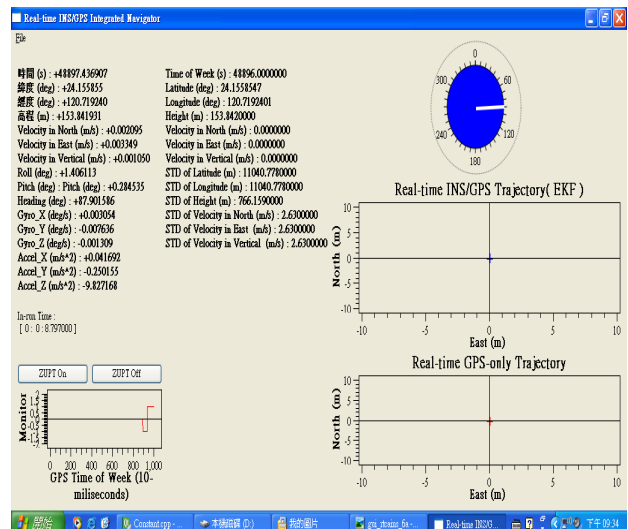
With the unification of RS232 communication approach, it remains a benefit of using the same program architecture but varying the usage of another sensor types so that R&D work can be done more efficiently. In consideration of the low speed transmission rate of RS232, the Baud rate is maximized up to 115200 and then 14400 bytes of data can be transmitted in one second which sufficiently satisfies the requirement of navigation information communication with multi-sensor configuration. For example, if the sampling rate of an IMU is 100Hz, 144 bytes are the top bandwidth of data flow which is able to transmit accelerations and angular rates provided by three accelerometers and gyroscopes to PC, respectively.

### Software Configuration

There are three primary challenges concerning the implementation of real time INS/GPS integrated navigator. The first challenge is the strict restriction of execution time for the complex mathematical computations including INS mechanization equations and sensor fusion engine; the second challenge is the concurrency control of the shared resource when utilizing multi-thread programming model to realize multiple sensor data acquisition with various sampling rates. The third challenge is the time synchronization for multiple sensor data. All those challenges are successfully addressed in this study.

### Kernel Computation module

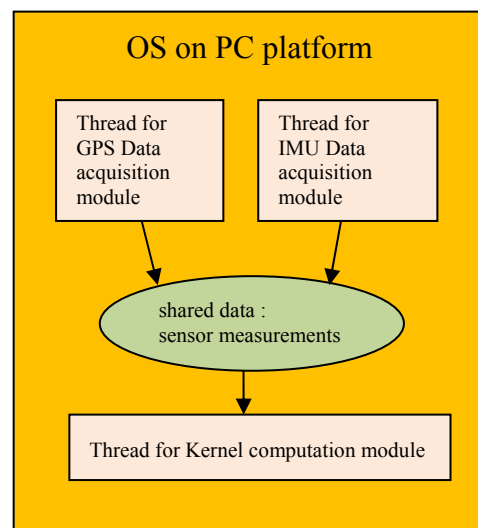
The kernel computation module accounts for the overall mathematical computations including strap-down INS mechanization and Extended Kalman filter (EKF) with a closed loop loosely coupled INS/GPS integration. The proposed real time navigator is implemented by C/C++ with QT GUI framework on PC, as shown in Figure 3. Whenever each record of IMU measurement transmitted into PC, the execution time for processing set of navigation parameters (i.e. position, velocity and attitude) should be much less than IMU sampling period (e.g. 0.01s). In the case of 2.4 GHz CPU clock rate, the execution time for mechanization and 21-state EKF implemented in this study is about 0.0005 seconds. The kernel computation module was implemented in a thread to prevent possible interference from other sensor data acquisition modules.



**Figure 3.** Real-time navigator implemented by C/C++ with QT GUI framework on PC

### Multithread Programming for Multiple Sensor Data Acquisition

In order to implement data acquisition module for different sensor devices with different sampling rates, each module in the system is implemented in a single thread whose execution result will be independent to each other. The multi-thread model of proposed real time INS/GPS integrated navigator is illustrated graphically in Figure 4.



**Figure 4.** The multi-thread model of INS/GPS integrated system

However, the race condition occurs when sensor data acquisition module wants to store newly sensed measurements into memory but the kernel module wants

to retrieve the shared data simultaneously, and then the kernel computation module will take the wrong value into calculation. Fortunately, the shared data can be well managed with the concurrency control functions provided by OS API (Windows or Linux). For example, the problem can be addressed by MUTEX (Mutual Exclusion) mechanism which can be seen from the reference materials of most of OS packages (Silberschatz, Galvin, Gagne, 2009).

### Time Synchronization of Sensor Data

The effect of misalignment of update timing is clearly illustrated in Ding et al., (2008). Each record of sensor is associated with a time tag. In the integrated system, all the time tags should reference to the identical time system for further processing. The time synchronization problem can be classified into two categories (cite a reference). One indicates that the bias and scale factor of the time system of a device is different from each other. The transformation should be done in some cases. The other is the misalignment of sampling timing between sensors. The later one violates the mathematical assumption of updating equation in EKF. Generally speaking, there are two main mechanisms, hardware-based method and software-based method to deal with this problem (Ding et al., 2008). The core concept of hardware-based method is to utilize GPS PPS (Pulse Per Second) signal as a trigger event to IMU module for A/D sampling and data transmission to PC. Therefore, GPS and IMU can fuse their navigation solution nearly at the same epoch so that mathematical model of updating function can be properly applied. Figure 5 is the graphical illustration for this hardware-based time synchronization scheme of IMU measurements. In the software-based method, which is also adopted in this paper, no external hardware is needed to synchronize the INS solution. a time tagging mechanism is maintained by PC timer program to tag all

measurements provided by IMU and GPS. When the EKF utilize the GPS solutions to update INS states, navigation solution of INS is interpolated into the sampling time point so that updating effect is validly applied. The software-based time synchronization scheme of IMU measurements can be seen in Figure 6.

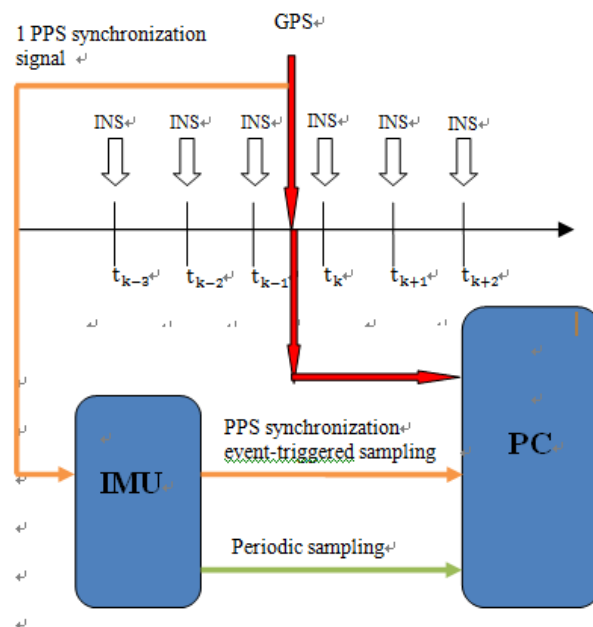


Figure 5. Hardware-based time synchronization scheme

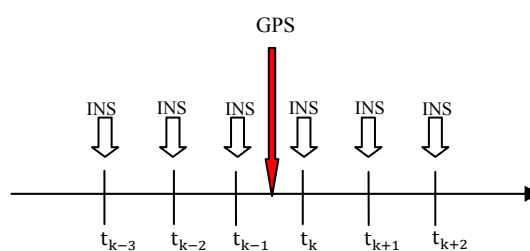


Figure 6. The principle of time synchronization of navigation solution of INS

The interpolation algorithm applied in this paper is Lagrange Interpolation with order of 3 which is shown in Eq(1). Because using higher order make no differences from using order 3. But for high kinematic applications, higher order interpolation is needed (Conte and de Boor, 1980, p. 38). However, with the usage of high order, more

data are stored for interpolating and then delay output of GPS update cannot be avoided.

$$\begin{aligned} r^n(t_{GPS}) &= \sum_{i=k-m-1}^{k+m} r^n(t_i) \prod_{\substack{j=k-m-1 \\ j \neq i}}^{k+m} \frac{t_{GPS} - t_j}{t_i - t_j} \\ v^n(t_{GPS}) &= \sum_{i=k-m-1}^{k+m} v^n(t_i) \prod_{\substack{j=k-m-1 \\ j \neq i}}^{k+m} \frac{t_{GPS} - t_j}{t_i - t_j} \end{aligned} \quad (1)$$

where

$r^n$  : position vector of the INS in navigation frame

$v^n$  : velocity vector of the INS in navigation frame

$t_i$  :  $i$ -th time epoch in system time frame

$t_{GPS}$  : time epoch of updating by GPS signal

After interpolating INS solution to the desired time point, there must exist difference between the state at GPS update epoch and the state at the previous epoch. Then when fusing the data, the difference must plus onto the current state and replace it. A example of Lagrange interpolation by order 3 is shown in Eq(2) which utilizes the symbol appearing in Figure 5.

$$\hat{X}_{k+2}(-) = \hat{X}_{k+2}(-) + \left( \hat{X}_{k-1}(+) - \hat{X}_{k-1}(-) \right) \quad (2)$$

Where

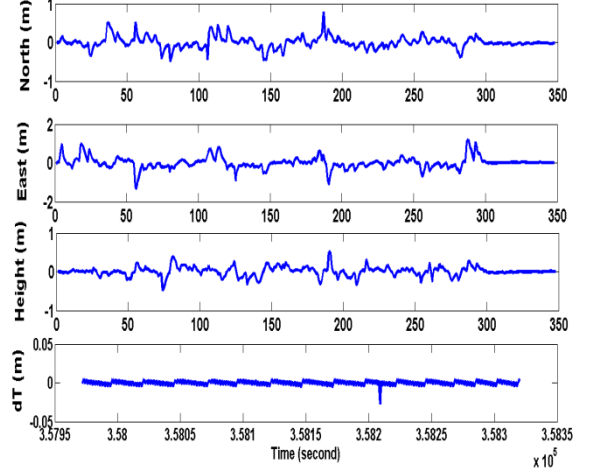
$\hat{X}_{k+2}(-)$  is the state predicted at current epoch  $t_{k+2}$ .

$\hat{X}_{k-1}(-)$  is the state predicted at desired interpolation time epoch  $t_{k-1}$ .

$\hat{X}_{k-1}(+)$  is the state updated by GPS at desired interpolation time epoch  $t_{k-1}$ .

The Eq (2) mainly represents the idea that data fusion (i.e. GPS update) is conducted at  $t_{k-1}$  and then  $\hat{X}_{k+2}(-)$  pluses by delay compensation  $\left( \hat{X}_{k-1}(+) - \hat{X}_{k-1}(-) \right)$  to maintain the consistence of optimal estimation for the navigation parameters. Figure 7 depicts the variation

process of the differences between non-synchronized position vector and synchronized position vector. The position vector at each epoch is tagged by GPS time.



**Figure 7** The variation process of the differences between non-synchronized position vector and synchronized position vector.

## THE CONFIGURATION OF PROPOSED INS/GPS INTEGRATION SCHEME

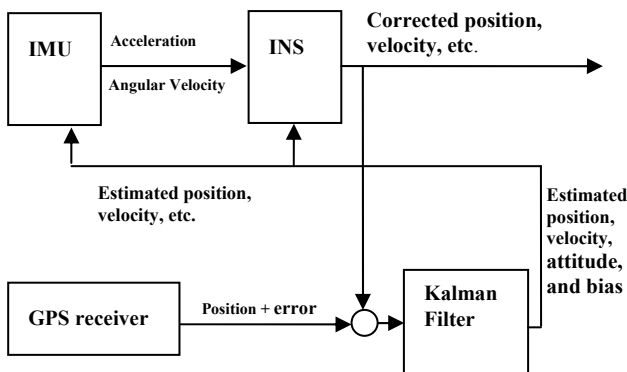
The KF has been widely adopted as the standard optimal estimation tool for current real time INS/GPS integration scheme. The KF estimates the instantaneous state of a linear system perturbed by Gaussian white noise and provides a means of inferring information by the use of direct and indirect measurements. The KF does not have to read required states; it can read an indirect measurement including associated noise and then estimates the required states. For example, in the INS/GPS integrated system, the KF, using GPS measurements and an INS states model, has been applied to determine the INS error states (including position errors, velocity errors, attitude errors and sensor bias errors).

The KF relies on a set of GPS measurements and proper INS dynamic and stochastic models to provide optimal estimates of the INS error states. Besides the quality of

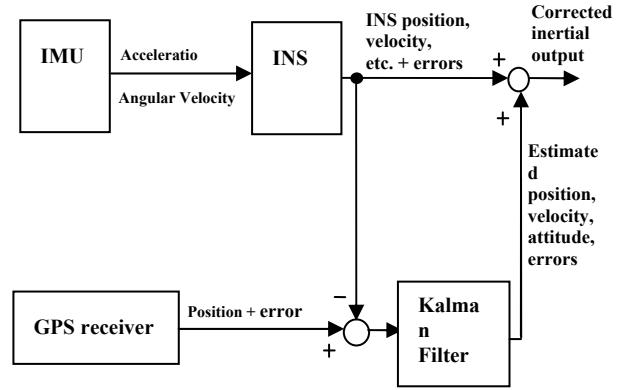
the measurements, the final quality of the filter states relies on the quality of the model. If the filter is exposed to input data that does not fit the model, it will not result in reliable estimates. Obviously, the model presentation depends on the initial knowledge and on the real process taking place in the system.

Figure 8 shows the information flow of the integrated navigation system with a linearized Kalman Filter (LKF) and a bias feedback design (closed loop). The linear acceleration and angular velocity of inertial sensors are feed into the INS mechanization to calculate the position, velocity and attitude of the vehicle. The difference of the GPS position/velocity and the inertial measured position/velocity is given to the KF to estimate the position-, velocity-, attitude- errors and the bias of the inertial sensors. Finally the errors are used to correct the navigation output and the inertial sensors to obtain better results of the INS.

The LKF works very well as long as the nominal trajectory goes not too far away from the true state, which would be the case without bias correction, because of the drift of the inertial solution. Therefore, this design doesn't fit the scope of including a MEMS IMU. On the other hand, the information flow of the integrated navigation system with an EKF is shown in Figure 9.



**Figure 8.** Information flow of the integrated navigation system with a LKF



**Figure 9.** Information flow of the integrated navigation system with an EKF

The main difference to the LKF is that the EKF estimates directly the true state and not the deviation of the nominal trajectory. The estimated state is then fed back into the INS to process the nominal trajectory ahead which is then recursively estimated by the KF. Thus the nominal trajectory is the estimated state.

To estimate navigation solutions optimally, the output of the INS mechanization needs to be integrated with the position and velocity solutions derived from GPS. The EKF is the most popular estimation technique for such integration. A simple form of the mechanization equations in the local level frame can be written as follows :

$$\begin{bmatrix} \dot{r}^l \\ \dot{v}^l \\ \dot{R}_b^l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D^{-1}v^l \\ R_b^l f^b - (2\Omega_{le}^l + \Omega_{el}^l)v^l + g^l \\ R_b^l (\Omega_{ib}^b + \Omega_{il}^b) \end{bmatrix} \quad (3)$$

Where  $r^l$  is the position vector  $[\phi$  (latitude),  $\lambda$  (longitude),  $h$  (height)],  $v^l$  is the velocity vector (e, n, u),  $R_b^l$  is the transformation matrix from the IMU body to local frame as a function of attitude components,  $g^l$

is the gravity vector in the local level frame,  $\Omega_{ib}^b$  ,  $\Omega_{il}^b$  are the skew-symmetric matrices of the angular velocity vectors  $w_{ib}^b$  ,  $w_{il}^b$  respectively,  $D^{-1}$  is a 3x3 matrix whose non-zero elements are functions of the user's latitude  $\phi$  and ellipsoidal height (h).

An INS mechanization algorithm by itself seldom has good performance due to the inertial sensor biases and the fixed-step integration errors that make the navigation parameters diverge quickly. The navigation software must have some approach to account for these error sources to correct the estimated parameters. The dynamic error model used in KF for the navigation parameters (position, velocity, and attitude) can be determined through the linearization of the INS mechanization equations and by neglecting insignificant terms in the resultant linear model , a simplified form is then obtained as below:

$$\begin{aligned}\delta \dot{r}^l &= D^{-1} \delta v^l \\ \delta \dot{v}^l &= -(2\Omega_{ie}^l + \Omega_{el}^l) \times \delta v^l - \delta R_b^l f^b + R_b^l \delta f^b + \delta g^l \\ \delta \dot{A}^l &= E \delta v^l + R_b^l \delta w^b \\ \delta f^b &= b_a + \text{diag}(f^b) s_a \\ \delta w^b &= b_g + \text{diag}(w^b) s_g\end{aligned}\quad (4)$$

Where  $\delta r^l$  is the position error state vector in the local level frame,  $\delta v^l$  is the velocity error state vector in the local level frame,  $\delta A^l$  is the attitude error state vector in the local level frame,  $\delta g^l$  is the error in the computed gravity vector in the local level frame,  $\delta f^b$  &  $\delta w^b$  are accelerometer bias and gyro drift vectors in the body frame respectively, and  $S_a$  &  $S_g$  are scale factor of accelerometers and gyros respectively, and  $E$  is a 3x3 matrix whose non-zero elements are a function of the vehicle's latitude and the Earth's radii of curvatures.

In EKF, INS errors are updated by the differences between GPS and INS solutions. The EKF applied in this study has 21 states: 28

$$\left[ \delta \hat{r}_{1 \times 3} \quad \delta \hat{v}_{1 \times 3} \quad \delta \hat{A}_{1 \times 3} \quad b_{a, 1 \times 3} \quad b_{g, 1 \times 3} \quad s_{a, 1 \times 3} \quad s_{g, 1 \times 3} \right]^T$$

The equations of KF are divided into two groups: prediction and update. The time prediction equations are responsible for the forward time transition of the current epoch (k-1) states to the next epoch (k) states. The prediction equations are:

$$\hat{x}_k(-) = \Phi_k \hat{x}_{k-1}(+) \quad (5)$$

$$P_k(-) = \Phi_k P_{k-1}(+) \Phi_k^T + Q_{k-1} \quad (4)$$

Where  $\hat{x}$  is the optimally estimated state vector,  $\Phi$  is the state transition matrix,  $P$  is variance-covariance matrix of inertia states,  $Q$  is the system noise matrix, (6) is the estimated value after prediction, (+) is the estimated value after updating.

The measurement update equations utilize new measurements into the priori state estimation to obtain an optimized posteriori state estimation. The measurement update equations are given as

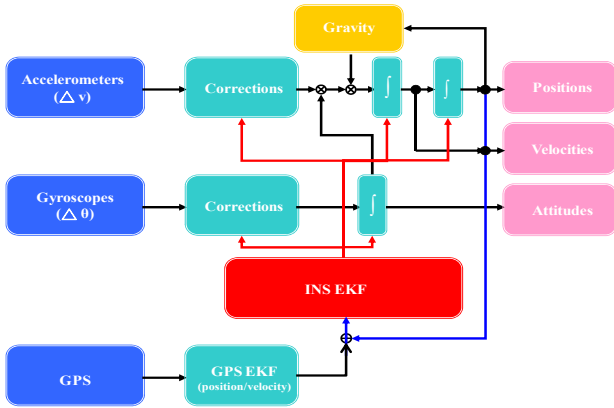
$$K_k = P_k(-) H_k^T \left[ H_k P_k(-) H_k^T + R_k \right]^{-1} \quad (7)$$

$$\hat{x}_k(+) = \hat{x}_k(-) + K_k \left( Z_k - H_k \hat{x}_k(-) \right) \quad (8)$$

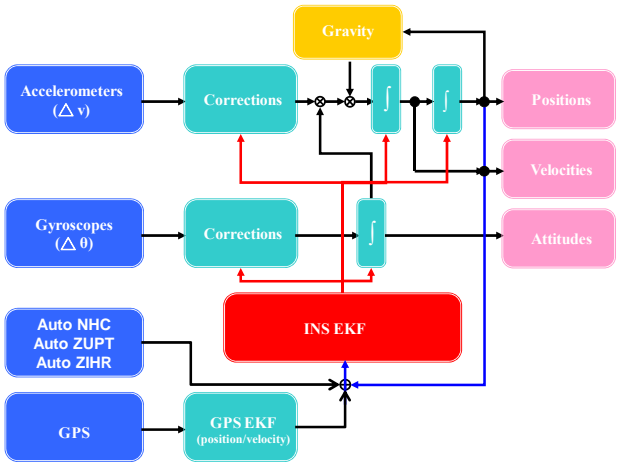
$$P_k(+) = P_k(-) - K_k H_k^T P_k(-) \quad (9)$$

Where  $K$  is the Kalman gain matrix,  $H$  is the design matrix,  $Z$  is the vector of updating measurements of position and velocity,  $R$  is the measurements variance-covariance matrix. The KF generates an updated estimate for reducing the INS errors using measurement

update equations. Figures 9 and 10 illustrate the conventional and proposed closed loop loosely coupled INS/GPS integration scheme and proposed closed loop loosely coupled INS/GPS integration schemes respectively.

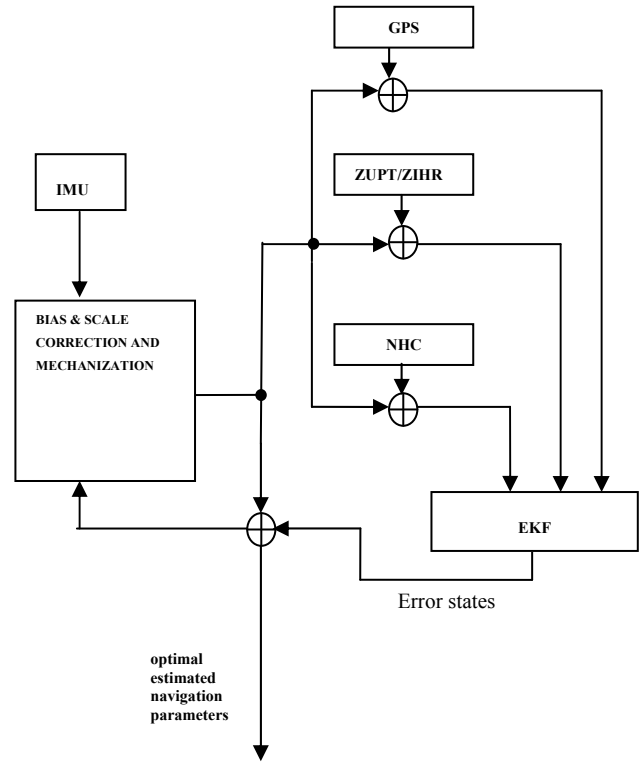


**Figure 9.** Conventional closed loop loosely coupled INS/GPS integration scheme



**Figure 10.** Proposed closed loop loosely coupled INS/GPS integration scheme

The computation flow of proposed navigator developed based on Figure 10 is illustrated in Figure 11



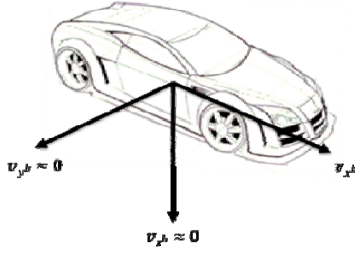
**Figure 11 .** Computation flow of proposed navigator

### Auto Non-Holonomic Constraints

The velocity of land vehicle navigation constraints are derived assuming that the vehicle does not slip, which is a close representation for travel in a constant direction. A second assumption is that the vehicle stays on the ground, i.e. it does not jump of the ground. If both assumptions are true, non-holonomic constraints (NHC) is defined as the fact that unless the vehicle jumps off the ground or slides on the ground, the velocity of the vehicle in the plane perpendicular to the forward direction is almost zero (Sukkarieh, 2000). Figure12 shows the scenario of non-holonomic constraints in the b-frame. Therefore, two non-holonomic constraints can be considered as measurement updates to the EKF:

$$\begin{cases} v_y^b \approx 0 \\ v_z^b \approx 0 \end{cases}$$





**Figure 12.** The two non-holonomic constraints in the b-frame

However, NHC constraints might deteriorate the performance of proposed real time INS/GPS integrated navigator when position and velocity updates from GPS are available. On the other hand, NHC constraints work effectively especially during long GPS signal outage. Therefore, this study implements an Auto NHC mechanization that initiates NHC constraints only when the position and velocity updates from GPS become impossible, otherwise, GPS updates hold higher priority than NHC constraints.

To build the updating equation, the rotation matrix from navigation frame (n-frame ) to body frame (b-frame) multiply the velocity vector in n-frame so that velocity in body frame is built. The computed velocity in body frame is shown in Equation 7,

$$\hat{v}^b = \hat{C}_n^b \hat{v}^n \quad (10)$$

By perturbing Equation 8 and considering only the first order term, the computed error model of velocity in body frame can be expressed as Equation 9

$$\delta v^b = C_n^b \delta v^n + C_n^b (v^n \times) \epsilon^n \quad (11)$$

Where

$\delta v^b$  : error of velocity in body frame

$\delta v^n$  : error of velocity in navigation frame

$C_n^b$  : DCM from navigation frame to body frame

$(v^n \times)$  : cross-product form of velocity vector in navigation frame

$\epsilon^n$  : attitude error vector

As a result , the design matrix H is shown in Equation 9,

$$H = \begin{bmatrix} 0_{1 \times 3} & c_{11} & c_{22} & c_{23} & -v_D c_{22} + v_E c_{32} & v_D c_{21} - v_N c_{32} & -v_E c_{21} + v_N c_{22} & 0_{1 \times 12} \\ 0_{1 \times 3} & c_{31} & c_{32} & c_{33} & -v_D c_{32} + v_E c_{33} & v_D c_{31} - v_N c_{33} & -v_E c_{13} + v_N c_{32} & 0_{1 \times 12} \end{bmatrix} \quad (12)$$

where

$v_N, v_E, v_D$  are north, east and down components of estimated velocity vector of the IMU in navigation frame

The observation equation for updating the velocity error states is illustrated in Equation 10 ,

$$z_k = \begin{bmatrix} \hat{v}_x^b & -0 \\ \hat{v}_y^b & -0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

#### AUTO ZUPT/ZIHR

In free inertial mode, zero velocity updates (ZUPT) means the occasion stop of the system for short duration for estimating errors of the system and thus bounding the growth of inertial sensor errors. If vehicle stops, the velocity outputs in any directions should be zero. Taking this constraint into consideration, the measurement update equation of ZUPT mode is given below.

$$\begin{cases} z_k = \begin{bmatrix} \hat{v}_N^n & -0 \\ \hat{v}_E^n & -0 \\ \hat{v}_D^n & -0 \end{bmatrix}, \\ H_k = \begin{bmatrix} 0_{1 \times 3} & 1 & & 0_{1 \times 15} \\ 0_{1 \times 3} & & 1 & 0_{1 \times 15} \\ 0_{1 \times 3} & & & 1 & 0_{1 \times 15} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (14)$$

where

$\hat{v}_x^n, \hat{v}_y^n, \hat{v}_z^n$  is are north, east and down components of estimated velocity vector of the IMU in navigation frame

On the other hand, the ZIHR utilize the fact that if the heading angle computed by INS can be updated by the first-stored heading angle which keeps the same as the instantaneous heading angle when vehicle just stops. the

measurement update equation of ZIHR mode is given below.

$$\begin{cases} z_k = [\psi_{\text{first-stored}}] \\ H_k = [0_{1 \times 6} \quad 1 \quad 0_{1 \times 15}] \end{cases} \quad (15)$$

where

$\psi_{\text{first-stored}}$  is the instantaneous heading angle when vehicle stops.

In fact, the ZUPT and ZIHR can be considered as a package deal. Whenever the ZUPT initiates, the ZIHR follows. In conventional inertial surveying applications, the ZUPT can be conducted as declared mode with periodical time span with proper command, however, for real time navigation applications, silent ZUPT mode which detects a standstill automatically become more feasible. However, the use of a low cost IMU raise the difficulty detecting standstill accurately. In this study, auto ZUPT and ZIHR modes are triggered by a threshold by observing the accelerometers outputs through window based approach automatically at this stage.

When the host vehicle is not leveling, the gravity vector will project onto the three axes, which prevents system from entering ZUPT/ZIHR mode automatically. It raise the challenges to judge whether to trigger ZUPT/ZIHR or not. However, the signal process technique and pattern recognition methods will be investigated to the increase the reliability of auto ZUPT/ZIHR in the future study.

### Positional Recover Effect

The accumulated velocity error propagates to zero velocity as soon as entering ZUPT/ZIHR mode. After performing the integration of non-zero velocity component, it will cause a displacement which is opposite to original moving direction due to over compensated from EKF. The behavior is like recover to the right path

so that this effect is called recover effect. The positional error recover effect can be observed in velocity variation shown in Figure 13 and its impact reflected on trajectory can be seen in Figure 14. therefore, applying ZUPT/ZIHR at corner is not recommended because the refine displacement will along the tangent direction of the stopping point on the corner curve of trajectory.

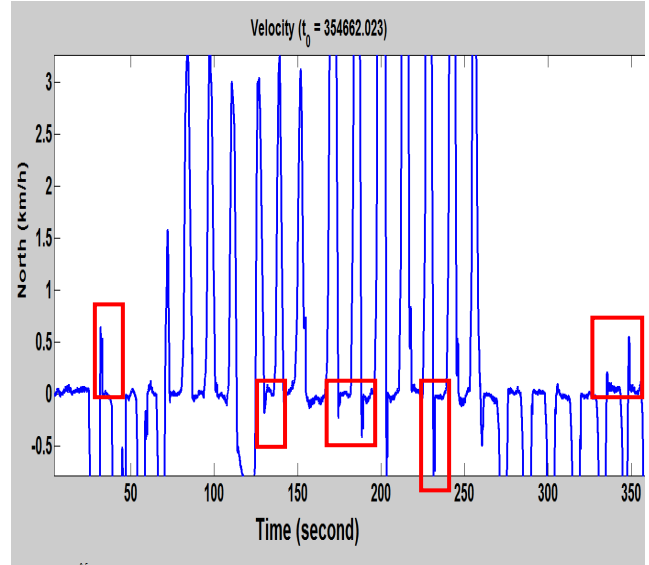


Figure 13. Recover effect on the velocity variation process

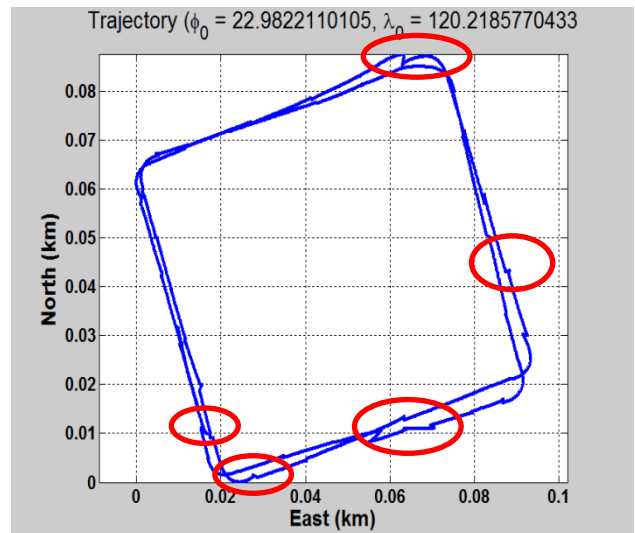


Figure 14. Recover effect on the trajectory

## RESULTS AND DISCUSSIONS

To verify the performance of proposed system, not only indoor static tests but several kinematic field tests were conducted around the campus of NCKU. Various scenarios including open sky condition and urban canyon effects with building and foliage in downtown are considered. The performance evaluation is conducted by recode the real time navigation solutions provided by proposed INS/GPS integrated navigator and compare with the reference trajectory processed with those measurements provided by proposed system using RTS smoother in post-mission mode for further analysis. The system specifications adopted in this experiment are shown in Table 1:

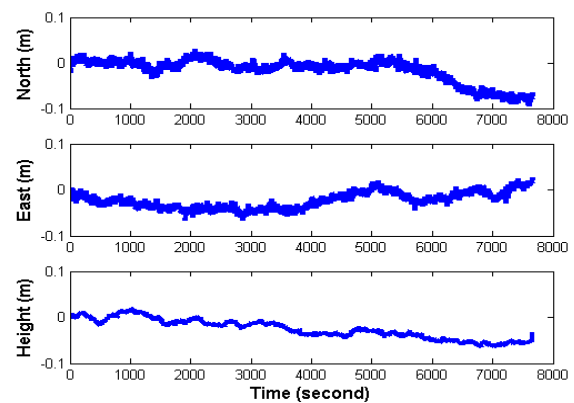
**Table 1.** System specifications

Component Name	Specification
Computer (Dell Laptop)	Clock rate : 2.4 GHz RAM : 2GB USB port : ×1
MCU (PIC18F4520)	Microchip-PIC18F4520 Clock rate : 16MHz RAM : 1.5MB USART port : ×1 SPI port : ×1
IMU (ADIS16385)	Sampling rate : up to 1KHz SPI port : ×1 Gyro in-run bias : 6 deg/hr(z) 21 deg/hr(x-y) Acceel. in-run bias : 50 $\mu$ g / hour
GPS (U-blox AEK-6T)	Sampling rate : up to 10 Hz USART port : ×1 USB port : ×1

As mentioned previously, seven scenarios are implemented for the detailed analysis of proposed system.

■ **Test-1 : Pure INS Aided by ZUPT in Static Mode**

A test conducted in static mode is usually arranged as an initial performance evaluation for a newly developed real time INS/GPS navigation system. In Test-1, a long-time static real time navigation solutions were collected for 1 hour not only in term of the purpose mentioned above but also the performance evaluation of auto ZUPT. The positional and attitude errors of proposed system are shown in Figures 15 and 16, respectively, in addition, the static error analysis is illustrated in Table 2. Viewing the result of Test-1, the significant positional improvement is well achieved in comparison to the fact that the accuracy of navigatin solution from unaided MEMS-IMU decreases rapidly. (e.g 120- meter positional drift in 60 seconds) Within the expectation, the accuracy of the attitude, especially the heading angle, could not be well benefited by auto ZUPT because of the original mathematical assumption of that constraint. Although the prediction fuction of EKF considering the velocity-to-attitude perturbing effect, the constraint model is still not sufficient for providing a robust solutions in a static mode.



**Figure 15.** The positional errors in test-1

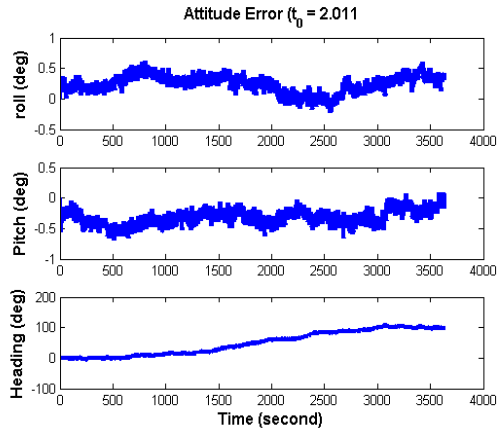


Figure 16. The attitude error in test-1

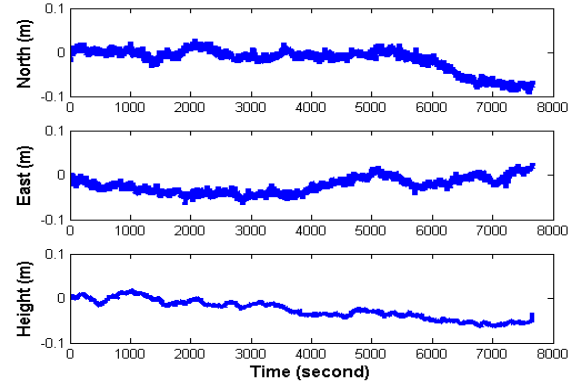


Figure 17. The error variation processes of position in test-2

Table 2. Statical error analysis for Test-1

Position Error (m)			
	North	East	Height
Max.	0.0685	0.0470	0.0329
RMS	0.0266	0.0171	0.0164
Velocity Error (m/s)			
	North	East	Height
Max.	0.0979	0.0764	0.0122
RMS	0.0114	0.0125	0.0024
Attitude Error (deg)			
Max.	0.6157	0.6801	107.4399
RMS	0.2780	0.3441	62.3490

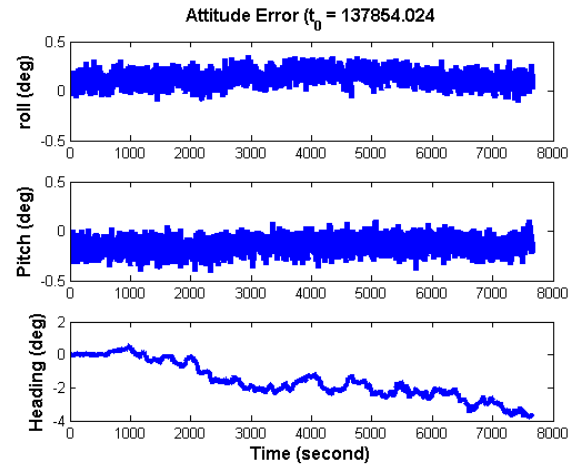


Figure 18. The error variation processes of attitude in test-2

■ **Test-2 : Pure INS Aided by ZUPT/ZIHR in Static Mode**

In Test-2, real time navigation solutions were collected for 2 hours to mainly investigate the improvement contributed by ZUPT/ZIHR in comparison to performance of ZUPT-only. The positional and attitude errors of proposed system shown in Test-2 are illustrated in Figures 17 and 18, respectively. In addition, the statical error analysis for Test-2 is shown in Table 3.

Table 3. Statical error analysis for Test-2

Position Error (m)			
	North	East	Height
Max.	0.0947	0.0660	0.0641
RMS	0.0306	0.0285	0.0333
Velocity Error (m/s)			
	North	East	Height
Max.	0.0938	0.0849	0.0316
RMS	0.0131	0.0117	0.0024
Attitude Error (deg)			
Max.	0.3574	0.4153	3.8086
RMS	0.1538	0.1630	1.9656

Obviously, after applying ZUPT in conjunction with ZIHR, both of the position and attitude drifts were excellently bound under those small values which are 0.09 m and 3.8086 degree respectively. The Results presented Test-2 indicates that the bundle of ZUPT/ZIHR is capable of providing a highly accurate navigation solutions. In addition, the results of Test-2 amazingly led to a newly dicoverd phenomenena that all the 21 states of the proposed system remains in high accuracy in short term after ZUPT/ZIHR conducted in EKF. Therefore, a pure low cost MEMS-IMU can run alone in free inertial mode to finish traveling a long-time tour based on a novel semi-kinematic calibration approach : stop-and-go method. (i.e. intensive or frequent ZUPT/ZIHR). The corresponding experiment for the evaluation of stop-and-go method are presented in the following Test-3.

■ **Test-3 : Pure INS Aided by ZUPT/ZIHR in Kinematic Mode**

In Test-3, real time navigation solutions were collected in the pure INS without the aid of GPS but with the aid of ZUPT/ZIHR for 15 minutes..In this test, ZUPT/ZIHR were applied frequently such that the average of time interval between any two successive ZUPT/ZIHRs is 20 seconds and the average of ZUPT/ZIHR duration is 8.2 seconds. The trajectory of ZUPT/ZIHR in Test-3 is shown in Figure 19. The kinematic trajectory of the route A can be seen in Figure 20 and the stop-and-go moving behaviour reflected on the output of accelerometer can be seen in Figure 21. The error variation processes of position and attitude of Test-4 are seen in Figure 22 and 23 respectively. The statistical analysis result is seen in

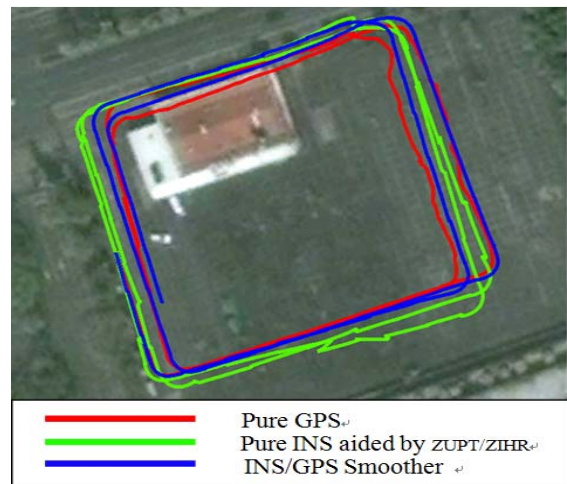


Figure 19. The kinematic trajectory of Test-3

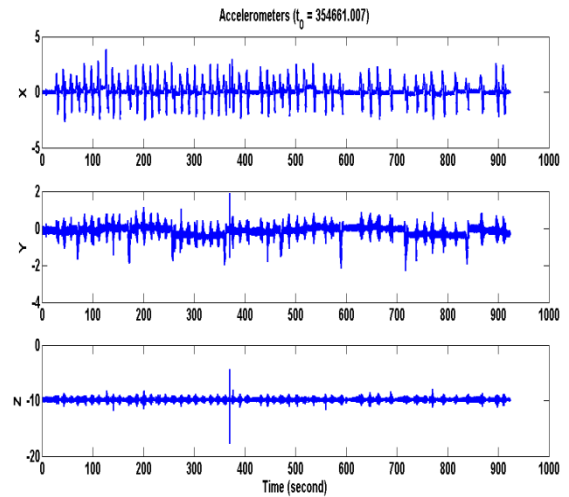
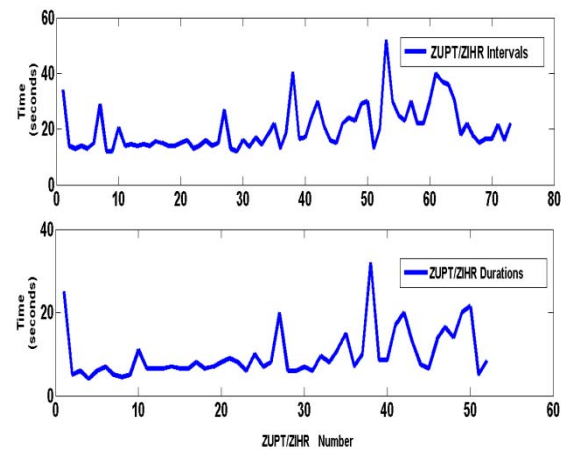
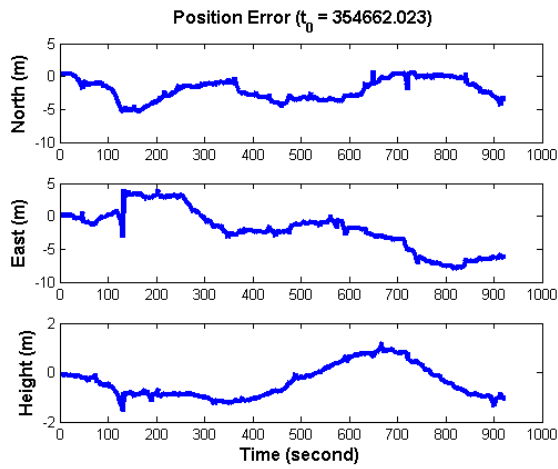


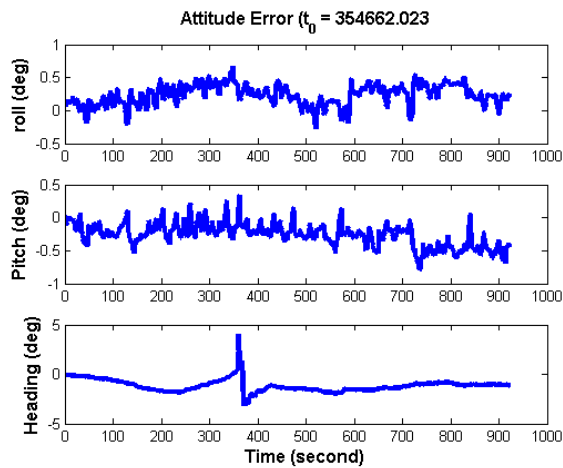
Figure 20. stop-and-go moving behaviour in Test-3



**Figure 21.** The configuration of ZUPT/ZIHR



**Figure 22.** The error variation processes of position of Test-3



**Figure 23.** The error variation processes of attitude of Test-4

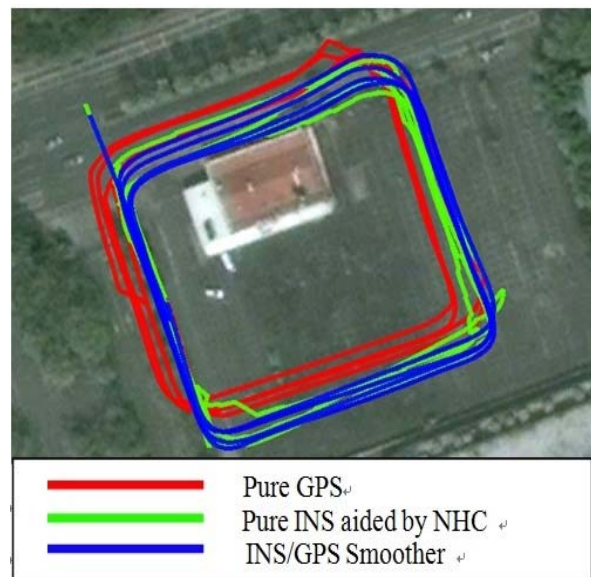
**Table 4.** Statical error analysis for route A of Test-3

Pure INS Aided by busy ZUPT/ZIHR in Dynamic Mode (in-run time 15 minutes)			
Position Error (m)			
	North	East	Height
Max.	5.3998	7.9633	1.5671
RMS	2.4974	3.6711	0.7532
Velocity Error (m/s)			
	North	East	Height

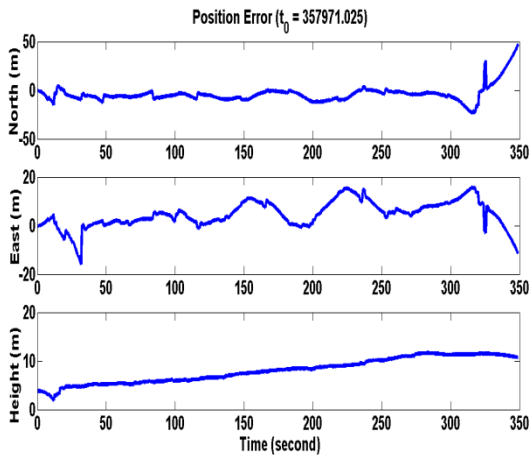
Max.	0.6123	0.7255	0.0836
RMS	0.0817	0.0867	0.0173
Attitude Error (deg)			
Max.	0.6676	0.7838	38.1981
RMS	0.2930	0.3064	1.5421

#### Test-4 : Pure INS Aided by NHC in kinematic mode

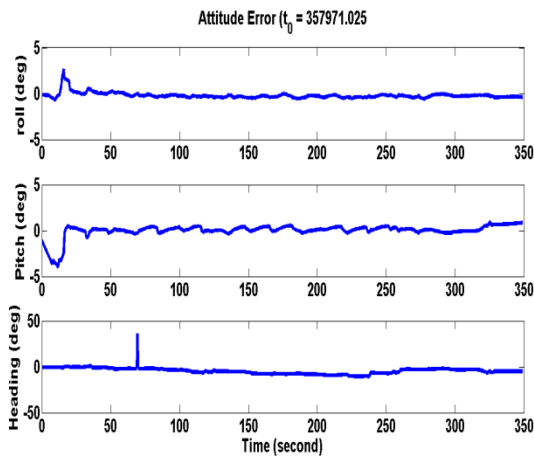
In Test-4, real time navigation solutions were collected by the pure INS (without the aid of GPS by 5 minutes) with the aid of NHC. The proposed navigator provides fairly good performance with normal driving speed ranging from 20 km/h to 30 km/h, as illustrated in Figure 24. The error variation processes of position and attitude of Test-4 are shown in Figures 25 and 26 respectively. The statistical analysis result is illustrated in Table 6.



**Figure 24.** The dynamic trajectory of this Test-4



**Figure 25.** The error variation processes of position of Test-4



**Figure 26.** The error variation processes of attitude of Test-4

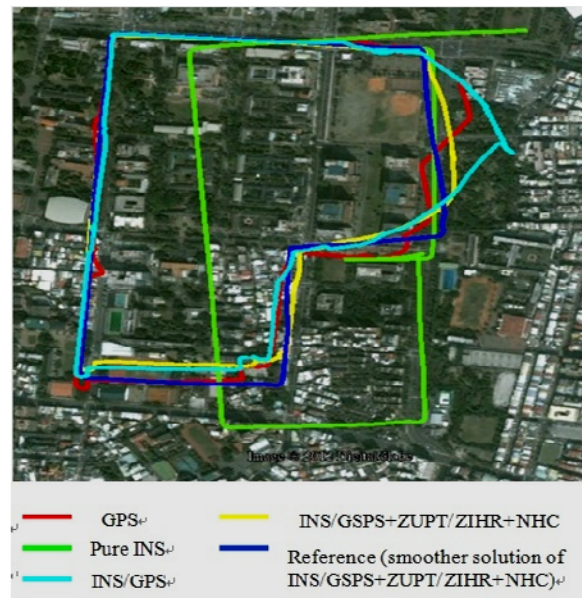
**Table 6.** Statical error analysis for Test-4

Pure INS Aided by NHC in Kinematic Mode ( In-run time 5 minutes )			
Position Error (m)			
	North	East	Height
Max.	47.4406	5.9054	11.7069
RMS	9.4786	7.1870	8.4741
Velocity Error (m/s)			
	North	East	Height
Max.	3.1672	2.0306	0.3622
RMS	0.8238	0.4939	0.0546
Attitude Error (deg)			
Max.	2.6905	3.9735	36.2888

RMS	0.3624	0.7047	5.3252
-----	--------	--------	--------

■ **Synthetic Analysis for Test-5, Test-6 and Test-7**

The experiment conducted in downtown were used for three different scenarios including kinematic test for pure INS aided by arbitrary-ZUPT/ZIHR and NHC in downtown (Test-5), kinematic test for INS/GPS integrated system in downtown (Test-6) and kinematic test for INS/GPS integrated system aided by arbitrary-ZUPT/ZIHR in downtown (test-7), respectively. Road conditions forbid frequent ZUPT/ZIHR because the test van can't stop too frequently, thus the benefit of ZUPT/ZIHR was not significant in this scenario. When NHC is applied, the navigation accuracy of proposed systems is improved by 50%. The trajectories of these tests can be seen in Figure 27. The error variation processes of position and attitude of Test-5, Test-6 and Test-7 are shown in Figures 28, 29, 30, 31, 32 and 33 respectively. The Statistical analysis results are shown in Table 7, Table 8, Table 9 and Table 10.



**Figure 27.** The kinematic trajectory of Test-5, Test-6 and Test-7

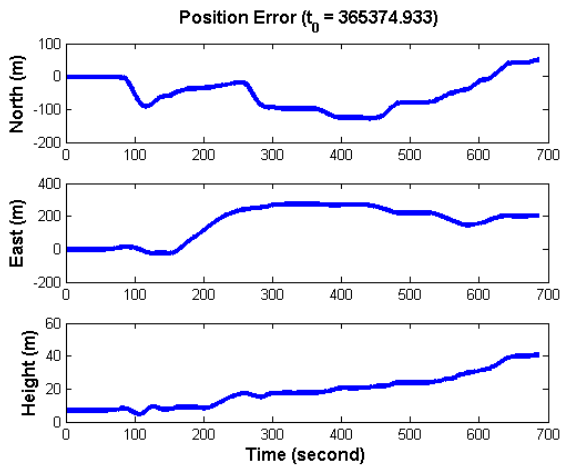


Figure 28. The error variation processes of position of Test-5

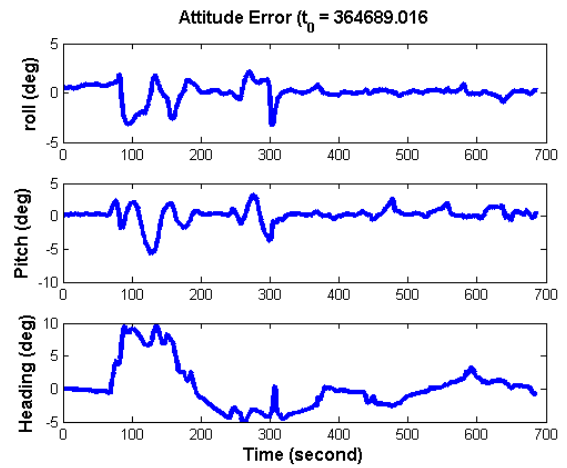


Figure 31. The error variation processes of attitude of Test-6

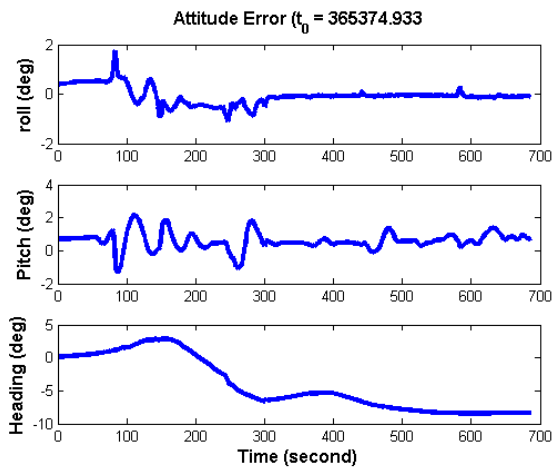


Figure 29. The error variation processes of attitude of Test-5

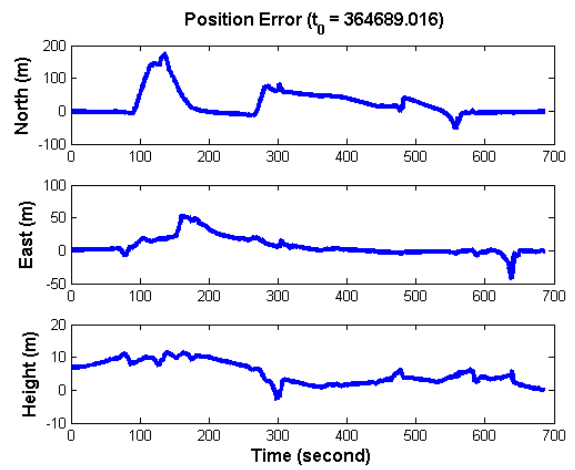


Figure 32. The error variation processes of position of Test-7

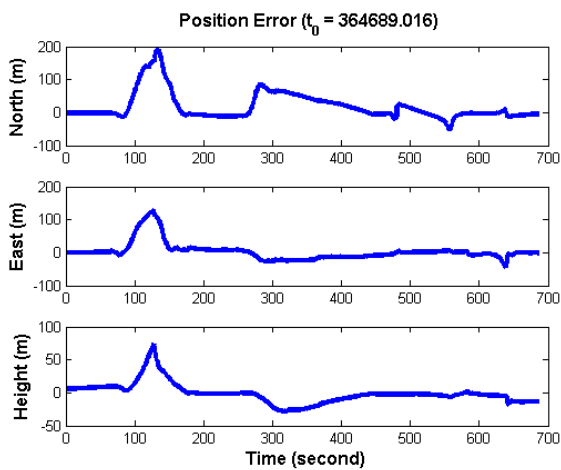


Figure 30. The error variation processes of position of Test-6

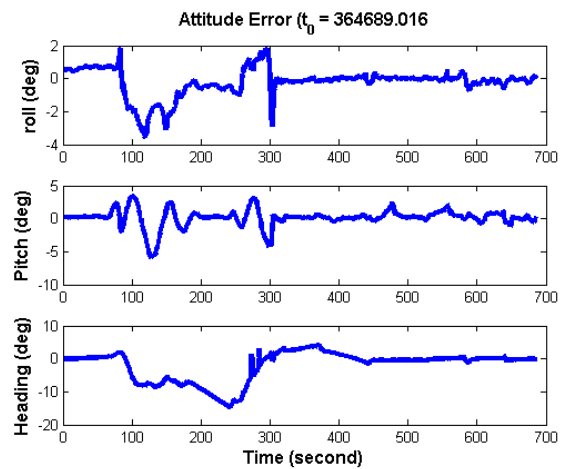


Figure 33. The error variation processes of attitude of Test-7



**Table 7.** Statical error analysis of Test-5

<b>Pure INS aided by ZUPT/ZIHR and NHC in kinematic Mode (in-run time 12 minutes)</b>			
<b>In-run time : 12 minutes</b>			
<b>Position Error (m)</b>			
	<b>North</b>	<b>East</b>	<b>Height</b>
<b>Max.</b>	126.1535	275.4973	40.9452
<b>RMS</b>	70.1122	195.6053	21.3215
<b>Velocity Error (m/s)</b>			
	<b>North</b>	<b>East</b>	<b>Height</b>
<b>Max.</b>	4.1976	3.7481	0.3861
<b>RMS</b>	1.0912	1.2474	0.1117
<b>Attitude Error (deg)</b>			
<b>Max.</b>	1.7614	2.1666	8.3705
<b>RMS</b>	0.3610	0.8237	5.7521

**Table 8.** Statical error analysis of Test-6

<b>INS/GPS Integrated System in kinematic Mode (in-run time 12 minutes)</b>			
<b>Position Error (m)</b>			
	<b>North</b>	<b>East</b>	<b>Height</b>
<b>Max.</b>	192.1203	131.8831	74.3496
<b>RMS</b>	46.7511	28.1232	15.5441
<b>Velocity Error (m/s)</b>			
	<b>North</b>	<b>East</b>	<b>Height</b>
<b>Max.</b>	9.3841	6.6875	2.9091
<b>RMS</b>	2.1406	1.4911	0.5311
<b>Attitude Error (deg)</b>			
<b>Max.</b>	3.3461	5.7654	9.6419
<b>RMS</b>	0.8939	1.2909	3.4302

**Table 9.** Statical error analysis of Test-7

<b>INS/GPS Integrated System Aided by ZUPT/ZIHR and NHC in kinematic Mode (in-run time 12 minutes)</b>			
<b>Position Error (m)</b>			
	<b>North</b>	<b>East</b>	<b>Height</b>

<b>Max.</b>	175.5012	55.7463	11.5931
<b>RMS</b>	46.3741	15.6062	6.3152
<b>Velocity Error (m/s)</b>			
	<b>North</b>	<b>East</b>	<b>Height</b>
<b>Max.</b>	10.5846	5.7551	0.7278
<b>RMS</b>	2.1445	0.8290	0.1310
<b>Attitude Error (deg)</b>			
<b>Max.</b>	3.5112	5.9374	14.5256
<b>RMS</b>	0.8833	1.3350	4.8904

**Table 10.** Statical error analysis of Test-8

<b>Improvement Analysis of Utilizing both ZUPT/ZIHR and NHC for INS/GPS Integrated System ( In-run time : 12 minutes )</b>			
<b>Position Error (improvement ratio)</b>			
	<b>North</b>	<b>East</b>	<b>Height</b>
<b>Max.</b>	8.6%	57.7%	84.4%
<b>RMS</b>	0.8%	44.6%	59.1%
<b>Velocity Error (improvement ratio)</b>			
	<b>North</b>	<b>East</b>	<b>Height</b>
<b>Max.</b>	-12.8%	13.9%	74.9%
<b>RMS</b>	-0.1%	44.4%	75.3%
<b>Attitude Error (improvement ratio)</b>			
<b>Max.</b>	-5.0%	-3.0%	-50.6%
<b>RMS</b>	1.2%	-3.4%	-42.6%

Generally speaking, test results with pure INS mode aided by proposed real time INS/GPS integrated navigator in downtown can't match those results obtained in test-3 and test-4 because the frequency and length of ZUPT is executed based on true road condition. On the other hand, proposed real time INS/GPS integrated navigator aided by auto ZUPT/ZIHR and NHC can provide 40% and 60% improvement in terms of horizontal and vertical errors, respectively compared to conventional. However, the heading errors of proposed seems to be deteriorated after aiding information with auto ZUPT/ZIHR and NHC. This

issue will be investigated thoroughly in the future study. In addition, the tightly coupled version of real time INS/GPS integrated navigator as well as additional adding source such as odometer information from CAN bus of vehicle will be investigated to enhance the performance of proposed systems.

## CONCLUSIONS

This study exploits several critical issues concerning the implementation of a PC based real time INS/GPS integrated navigator. A MEMS IMU is applied in the system in order to meet the requirements of low cost and small size. The proposed system utilize Auto ZUPT/ZIHR as a accurate update source for EKF to improve the accuracy of navigation solutions during GPS signal blockages.

The preliminary results presented in this study illustrates the proposed real time system with frequent ZUPT/ZIHR provides a stable performance which operates kinematically in free inertial mode without the aiding of GPS by 30 minutes with a low cost IMU. On the other hand, the real time INS/GPS integrated solutions are improved by 50% when auto ZUPT/ZIHR and NHC are both applied in GNSS denied environments.

## ACKNOWLEDGMENTS

The authors would acknowledge his supervisor, Dr. Kai-Wei Chiang, who initially encouraged them to apply and by given them the time and resources needed for helping them accomplishing this work. MOI is also acknowledged for providing necessary financial support to this study.

## REFERENCES

Titterton DH, Weston JL (2004) : Strapdown inertial navigation technology, second edition, American

Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, USA.

Niu X, Sameh N, Goodall C, El-Sheimy N (2007) : A universal approach for processing any MEMS inertial sensor configuration for land-vehicle navigation. *Journal of Navigation*, vol. 60, issue 02, p. 233, DOI: 10.1017/S0373463307004213.

Chiang KW, Noureldin A, El-Sheimy N (2003) : Multisensor integration using neuron computing for land-vehicle navigation. *GPS Solution* 6(4):209-218. DOI:10.1007/s10291-002-0024-4.

Goodall C ,(2009): Improving usability of low-cost INS/GPS navigation systems using intelligent techniques. PhD thesis, University of Calgary.

Titterton DH, Weston JL (2004) : Strapdown inertial navigation technology, second edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, USA.

Silberschatz Abraham, Galvin Baer Peter, Gagne Greg (2009) : Operating System Concepts, 8/e., Wiley.

Zhang, J., Knedlik, S., Loffeld, O. (2009) : Performance Investigation of Real-time MEMS-IMU/GNSS Integrated System, Proceedings of the 22nd International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2009), Savannah, GA, September 2009, pp. 978-986.

Conte, S. D. and de Boor, C. (1980) : Elementary Numerical Analysis: An Algorithmic Approach. McGraw-Hill, third edition.

Sukkarieh, S. (2000) : Low Cost, High Integrity, Aided Inertial Navigation Systems for Autonomous Land Vehicles. Ph.D. Thesis, Australian Centre for Field Robotics, Dept. of Mechanical and Mechatronic Engineering, The University of Sydney, Sydney, Australia.

- Jieying Zhang, Stefan Knedlik, Otmar Loffeld (2009) :  
An Improved Low-cost GPS/INS Integrated  
System Based on Embedded DSP Platform,  
Proceedings of the 2009 International Technical  
Meeting of The Institute of Navigation, Anaheim,  
CA, January 2009, pp. 744-752.
- Li Yong, Mumford Peter and Rizos Chris (2008) :  
Performance of a low-cost field re-configurable  
real-time GPS/INS integrated system in urban  
navigation, IEEE/ION 2008.
- Ding Weidong, Wang Jinling, Li Yong, Mumford Peter  
and Rizos Chris (2008) : Time Synchronization  
Error and Calibration in Integrated GPS/INS  
Systems, ETRI Journal, Volume 30, Number 1.
- Shin Eun-Hwan (2005) : Estimation Techniques for  
Low-Cost Inertial Navigation. UCGE Reports  
Number 20156.
- Kalman, R.E. (1960) : A new approach to linear filtering  
and prediction problems. Journal of Basic  
Engineering.
- Grewal, Mohinder S., Andrews Angus P. (2008) :  
Kalman Filtering Theory and Practice Using  
Matlab, John Wiley & Sons Inc.

# PERFORMANCE ANALYSIS OF AN AKF BASED TIGHTLY-COUPLED INS/GNSS INTEGRATED SCHEME WITH NHC FOR LAND VEHICULAR APPLICATIONS

Kun-Yao Peng<sup>1</sup>, Cheng-An Lin<sup>1</sup>, Kai-Wei Chiang<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Department of Geomatics, National Cheng Kung University, Tainan County, Taiwan  
E-mail: clyde090053@hotmail.com; p66004057@mail.ncku.edu.tw; kwchiang@mail.ncku.edu.tw

---

## ABSTRACT

INS/GNSS integrated scheme can overcome the shortcoming of INS or GNSS alone to provide superior performance. The position and velocity from GNSS is an excellent external aid to update the INS with improving its long-term accuracy, and the position and velocity derived from INS in short-term accuracy can be compensated for the system errors in real-time when the GNSS signal intermits. The AKF is based on the maximum likelihood criterion for choosing the most appropriate weight and thus to adjust Kalman gain factors online. The conventional EKF implementation suffers uncertain results while the update measurement covariance matrix  $R$  does not meet the case. The primary advantage of AKF is that the filter has less relationship with the priori statistical information because the  $R$  varies with time. The innovation sequence is used to derive the measurement weights through the measurement covariance matrices, innovation-based adaptive estimation (IAE) in this study. There are two non-holonomic constraints (NHC) available for land vehicle navigation. Land vehicles will not jump off or slid on the ground under normal condition. Using these constraints, the velocity of the vehicle in the plane perpendicular to the forward direction is almost zero. EKF and AKF based tightly-coupled scheme with NHC are implemented in the study. To validate the performance of EKF and AKF based tightly-coupled INS/GNSS integrated scheme with NHC, field scenarios were conducted in the downtown area of Tainan city. The test platform was mounted on the top of a land vehicle and the data fusion of INS/GNSS/NHC can be used as stand-alone positioning tool during GNSS outages of over 1 minute. The preliminary results presented in this study illustrated that AKF based tightly-coupled INS/GNSS integrated scheme can provide more stable solutions combined with NHC during GNSS outages of over 1 minute. Generally speaking, the improvement ratio in term of 3D positioning of proposed algorithm reach 40% compared to EKF based tightly-coupled INS/GNSS integrated scheme.

**Keywords:** INS/GNSS; AKF; Non-holonomic constraints.

---

## 1 INTRODUCTION

Inertial Navigation System (INS) is widely used in many applications for navigating of moving platforms. Low-cost INS can experience large position and attitude errors over short term duration in comparison with high-grade systems. Due to the advances in fiber optic gyroscope and micro-electro-mechanical systems (MEMS) technologies, tactical-grade and low-cost Inertial Measurement Units (IMU) have gained great interests in both civilian and commercial fields recently. It has been proved through numerous researches that the INS/GNSS integrated is the ideal technique for seamless vehicular navigation.

The stand-alone INS is self-contained and independent of external signals. Providing acceleration, angular rotation and attitude data at high sampling rates is the primary advantage of using an INS. However, the disadvantage of using an INS is that its accuracy degrades

rapidly because of nonlinear errors and noises from inertial sensors including accelerometers and gyros growing quickly with time, as shown in Figure 1. Therefore, an INS is used in the short-term case if no other navigation system or navigational aids is available.

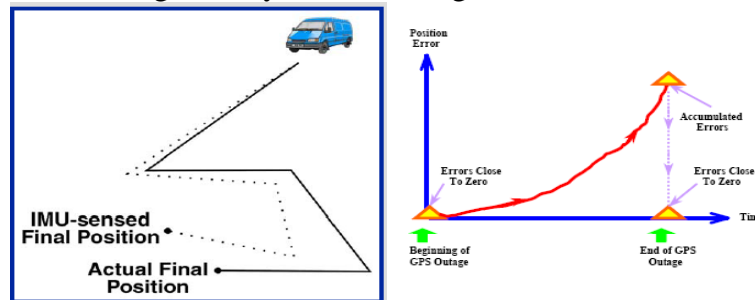


Fig. 1. The limitations of INS based navigation systems.

On the contrary, GNSS receivers require direct line-of-sight (LOS) signals to the GNSS satellite to provide solutions with long-term stability; consequently, it is capable of providing continuous and reliable positioning with uninterrupted signal reception. However, GNSS leaves two scenarios to be considered in the land environment. The first scenario is intermittent signal reception, as for instance in heavily forested areas or in urban canyons. The other scenario is no signal reception at all, as for instance in buildings, tunnel or underground. In the first case, GNSS has to be integrated with other sensors to bridge periods of no signal reception. In the second case, GNSS has to be replaced by another navigation system that can provide continuous navigation solutions in above environments during no GNSS signal reception.

The integrated system consisted of INS and GNSS takes advantage of the complementary attributes of both systems and outperforms either stand-alone system operated (Yang, 2008). There are different integrated schemes including loosely-coupled, tightly-coupled, and ultra-tightly coupled INS/GNSS integrated strategies, have been researched and developed since the last decade (Petovello, 2003).

The sustainability of an INS/GNSS integrated system using current commercially available MEMS inertial technology in typical GNSS denied environments is fragile. However, the progress of MEMS inertial sensors is advanced rapidly thus the inclusion of MEMS inertial sensors for general land vehicular navigation is bright in the future. In addition to waiting for the advanced development process of MEMS inertial sensor, some measures have been taken to increase the sustainability of MEMS INS/GNSS integrated systems for vehicular applications during frequent signal blockages in software aspect (Chiang et al, 2003; Chiang and Huang, 2008). In other words, aiding the INS with other complementary sensors is critical to improve the accuracy of inertial based navigation systems. Choosing an appropriate estimation method is a key issue in developing an aided INS (Shin, 2005).

## 2 PROBLEM STATEMENTS

It is common practice to use an Extended Kalman Filter (EKF) to accomplish the data fusion. Several architectures for EKF implementations are known (Wendel and Trommer, 2004). The most common integrated scheme used today is loosely-coupled integrated scheme. It is the simplest way of integrating a GNSS processing engine into an integrated navigation system. The GNSS processing engine calculates position fixes and velocities in the local level frame and then send those solutions as measurement update to the main INS EKF. By comparing the navigation solutions provided by INS mechanization with those solutions provided by GNSS processing engine, those navigation states can be optimally estimated, as shown in Figure 2, the

primary advantage of loosely-coupled architecture is the simplicity of its implementation, because no advanced knowledge of GNSS processing is necessary. The disadvantage of implementation is that the measurement update of the integrated navigation system is only possible when four or more satellites are in view.

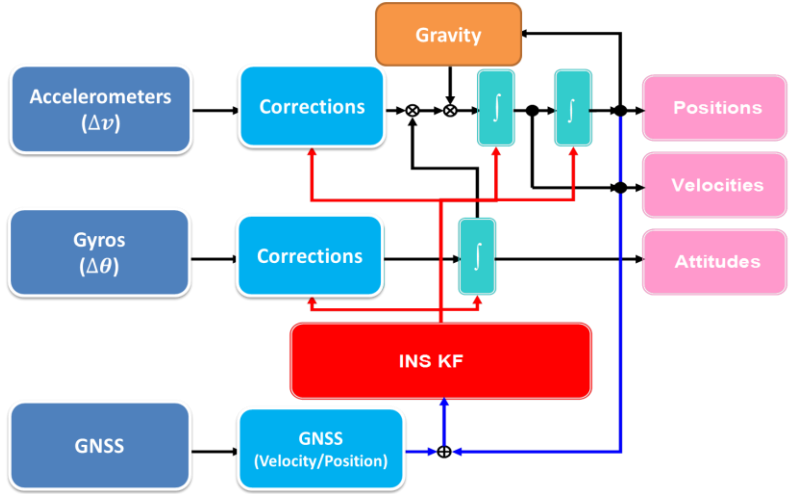


Fig. 2. Loosely-coupled INS/GNSS integration architecture (closed loop).

On the other hand, the tightly-coupled integration scheme uses a single KF to integrate GNSS and IMU measurements. In the tightly-coupled integration, the GNSS pseudo-range and delta-range measurements are processed directly in the main KF, as shown in Figure 3. For some references, the aiding of the receiver tracking loops using velocity information provided by the INS is an essential characteristic of tightly-coupled scheme, too. The primary advantage of this integration is that raw GNSS measurements can still be used to update the INS when less than four satellites are available. This is of special benefit in a hostile environment such as downtown areas where the reception of the satellite signals is difficult due to obstruction when the vehicle navigates in urban or suburban area.

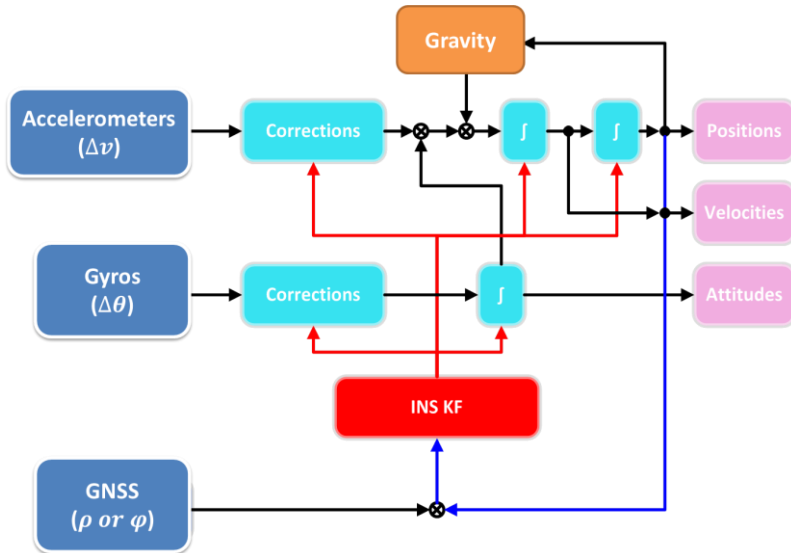


Fig. 3. Tightly-coupled INS/GNSS integration architecture (closed loop).

However, according to Chiang and Huang (2008), the EKF implemented with a tightly-coupled scheme may come with serious problems concerning the quality of GPS raw measurements. In other words, EKF based tightly-coupled architecture is sensitive the quality of

GPS raw measurements. This scenario usually takes place in urban and suburban areas because of the impact of reflected GPS measurements. Therefore, this study applied the Adaptive Kalman Filter (AKF) as the core estimator of a tightly-coupled INS/GNSS integrated scheme by tuning the measurement noise matrix  $R$  adaptively. The idea of AKF is based on the maximum likelihood criterion for choosing the most appropriate weight and thus the Kalman gain factors. The conventional EKF implementation suffers uncertain results while the update measurement noise matrix  $R$  and/or the process noise matrix  $Q$  does not meet the case.

### 3 THE IMPLEMENTATION OF AKF SCHEMES

This study implements AKF by innovation-based adaptive estimation (IAE). IAE needs to calculate the innovation sequence, which is obtained by the difference between real measurement received by the filter and predicted value. At the current epoch  $k$ , not only the new measurement but the predicted value provides the new information. Hence, the innovation sequence represents the information satisfy the new measurement and considered as the most relevant source of the adaptive filter. The primary advantage of AKF is that the filter has less relationship with the priori statistical information because the  $R$  matrix varies with time.

In this study, the innovation sequence is used to derive the measurement weights through the covariance matrix  $R$  in this study, and the covariance matrix  $R$  is adapted when measurements update with time. A window based approach is implemented to update the quality of GPS pseudo-range measurements by adaptively replace the measurement weights through the latest estimated covariance matrices  $R$ . Figure 4 depicts the implementation of IAE procedure.

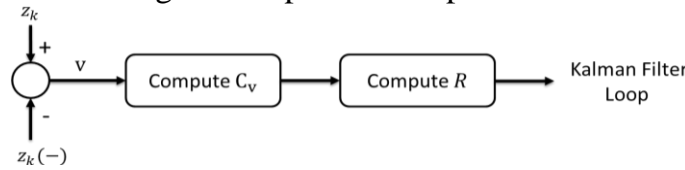


Fig. 4. IAE computing procedure.

In the IAE approach, the measurement covariance matrix  $R$  and system noise covariance matrix  $Q$  are tuned by measurements of different time. The study focuses on the influence of the qualities of measurements, so only the measurement covariance matrix  $R$  is variable. The formulations of AKF are shown below ( $R$ -only) (Schwarz and Mohamed, 1999).

$$\hat{C}_{v_k} = \frac{1}{N} \sum_{j=j_0}^k v_j v_j^T \quad (1)$$

$$v_k = Z_k - H_k x_{k(-)} \quad (2)$$

and

$$R_k = C_{v_k} - H_k P_{k(-)} H_k^T \quad (3)$$

Where  $v_k$  represents the innovation sequence and  $\hat{C}_{v_k}$  is the covariance of innovation sequence at epoch  $k$ .  $j_0$  is the first epoch of estimation window, and it would be calculated by  $j_0 = k - N + 1$  and  $N$  is the size of window. This way of updating measurement covariance matrix  $R$  is derived from EKF, but it still produces new  $R$  with different time and different

measurements. Because of those characteristics, it could be regarded as a modified version of AKF.

The integrated algorithm in this study is applied for land vehicle navigation. Therefore, the velocity of land vehicle navigation constraints is derived assuming that the vehicle does not slip, which is a close representation for travel in a constant direction. A second assumption is that the vehicle stays on the ground, i.e. it does not jump of the ground. If both assumptions are true, non-holonomic constraints (NHC) are defined as the fact that unless the vehicle jumps off the ground or slides on the ground, the velocity of the vehicle in the plane perpendicular to the forward direction is almost zero (Sukkarieh, 2000; Nassar et al., 2006; Godha, 2006). Figure 5 shows the scenario of non-holonomic constraints in the b-frame. Therefore, two constraints can be considered as measurement updates to the Kalman filtering navigation:

$$\begin{cases} v_y^b \approx 0 \\ v_z^b \approx 0 \end{cases} \quad (4)$$

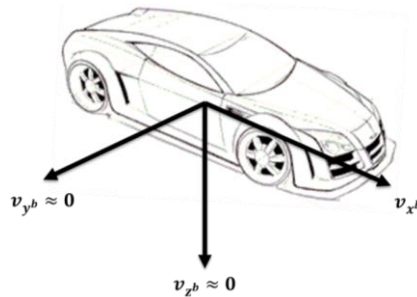


Fig. 5. The two non-holonomic constraints in the b-frame.

The body frame velocity can be given as:

$$\hat{v}^b = \hat{C}_n^b \hat{v}^n = (\hat{C}_n^b)^T \hat{v}^n. \quad (5)$$

Perturbing Eq. (5) expresses:

$$v^b + \delta v^b = [(I - E^n) C_n^b]^T (v^n + \delta v^n) = C_n^b (I - E^n) (v^n + \delta v^n). \quad (6)$$

Collecting terms to the first order, the velocity error dynamics can be written as:

$$\delta v^b = C_n^b \delta v^n + C_n^b E^n v^n = C_n^b \delta v^n - C_n^b (v^n \times) \epsilon^n. \quad (7)$$

Then the measurement matrix can be given as:

$$z_k^{NHC} = [\delta v_y^b \quad \delta v_z^b]^T \quad (8)$$

and

$$H_k^{NHC} = \begin{bmatrix} 0_{1 \times 3} & C_{12} & C_{22} & C_{32} & -v_D C_{22} + v_E C_{32} & v_D C_{12} & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 0 & 0 \\ 0_{1 \times 3} & C_{13} & C_{23} & C_{33} & -v_D C_{22} + v_E C_{32} & v_D C_{13} & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Where  $C_{ij}$  is the  $(i, j)$  elements from the DCM  $C_b^n$ .

In general, the velocity output of the inertial navigation mechanization  $v^n$  can be transformed to the body frame velocity  $v^b$  by the attitude error dynamics DCM  $C_b^n$ . And the



$z_k^{NHC}$  is used as the measurements in the Kalman filter. The estimated errors will be fed back to the mechanization then. Finally, the implementation of the Kalman filters with non-holonomic constraints in INS-based tightly-coupled integrated systems can be illustrated as Figure 6.

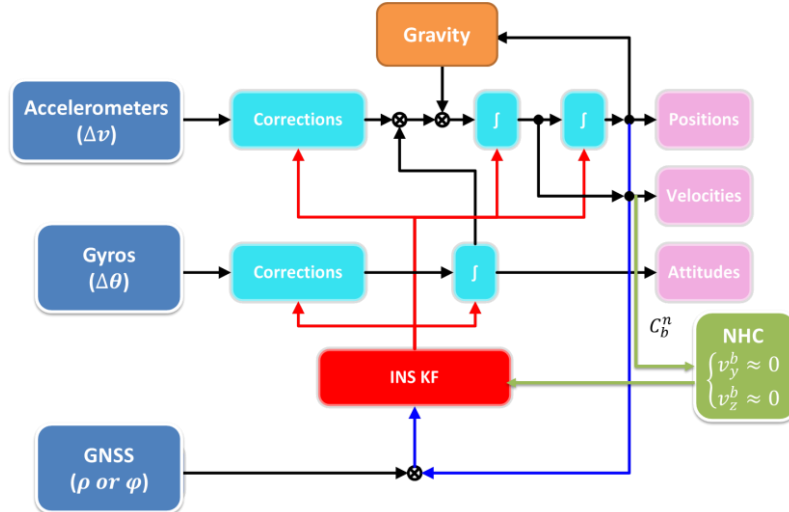


Fig. 6. INS-based tightly-coupled integrated systems with NHC.

#### 4 RESULTS AND DISCUSSIONS

To validate the performance of proposed algorithm, a field test was conducted in the downtown area of Tainan. The total trajectory distance is 5 kilometers and the work time is 20 minutes. The trajectory can be displayed in Google earth as shown in Figure 7, and Figure 8 shows the building distribution and scenes beside the roads went through in this field scenario. The test platform was mounted on the top of a land vehicle. The IMUs applied includes SPAN-CPT (1 deg/hr in run gyro bias) from NovAtel, which was used as the reference system, and test IMU, C-MIGITS III (3 deg/hr in run gyro bias). The GNSS measurements were collected by a dual-frequency receiver, NovAtel OEMV-3 (geodetic), and a single frequency receiver, Ublox AEK-4T (low-cost). The set up of the test platform is illustrated in Figure 9.



Fig. 7. Trajectory in this field scenario.



Fig. 8. Scenes in this field scenario.

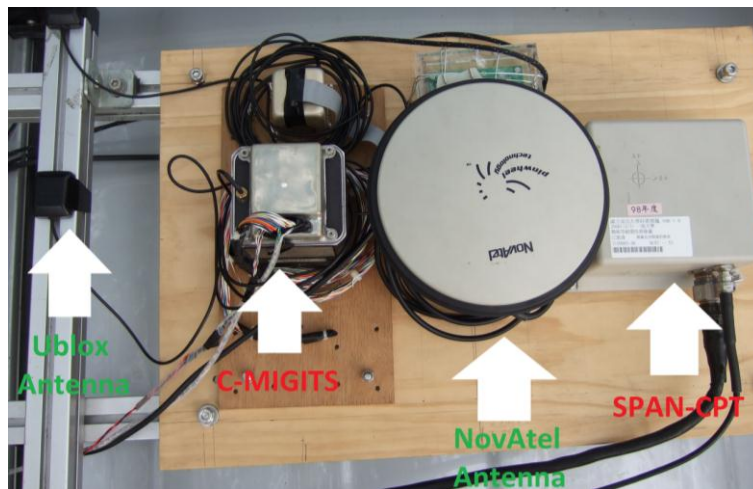


Fig. 9. The experiment platform.

Figure 10 depicts the trajectories estimated by EKF (red), EKF+NHC (green), AKF (navy), AKF+NHC (water) and reference trajectory (black). As shown in this figure, the EKF estimated trajectory deviated from the reference trajectory when the vehicle traveled through urban area where the quality of GNSS signals became relatively poor. On the other hand, those trajectories estimated AKF based schemes have shown relatively stable results because the impact of bad pseudo-range measurements have been reduced through changing the measurement covariance  $R$  adaptively to reflect the quality of GNSS measurements and increase the robustness of the tightly coupled scheme.

The reference trajectory was produced using the raw measurements of SPAN-CPT and dual frequency GPS carrier phase measurements in differential mode with RTS smoothing implemented in tightly-coupled mode. The test IMU data sets provided by C-MIGITS III an were processed with GNSS raw measurement collected by Ublox AEK-4T using the conventional tightly-coupled scheme shown in Figure 3 and proposed AKF based tightly-coupled schemes, respectively.

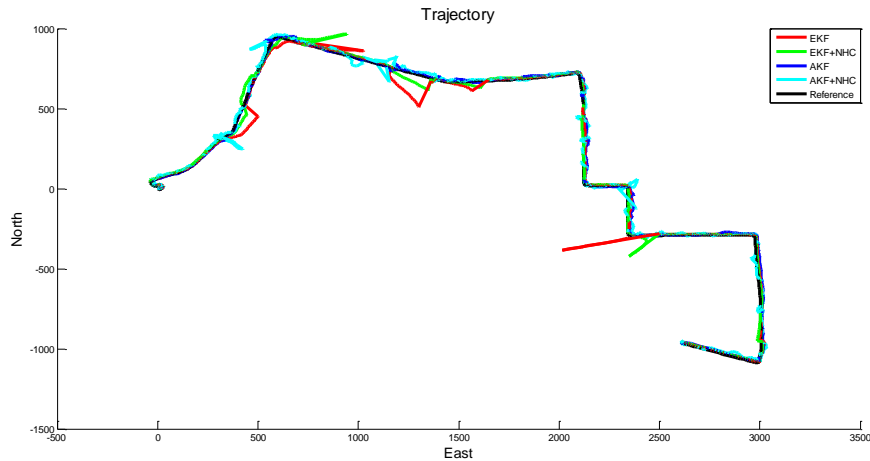


Fig. 10. The trajectories.

Figures 11 and 12 compare the number of visible satellites and PDOP values provided by the reference GNSS receiver, a geodetic grade dual frequency GNSS receiver and a test receiver, a consumer grade single frequency GNSS receiver.

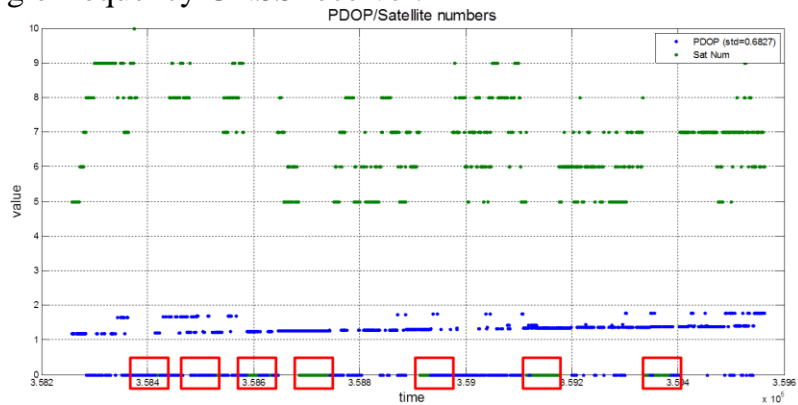


Fig. 11. PDOP and visible satellites of the geodetic GNSS receiver.

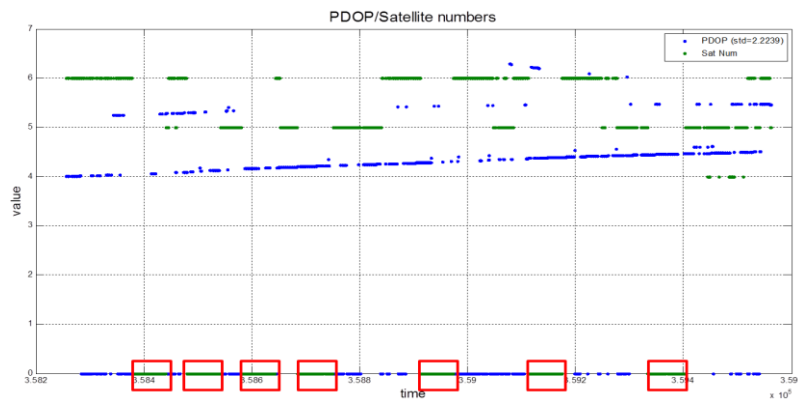


Fig. 12. PDOP and visible satellites of the low-cost GNSS receiver.

Figures 13 to 15 illustrate positional errors of those approaches in East, North and Height components. Generally speaking, the positional errors estimated by NHC are significantly smaller than those estimated by EKF and AKF in East direction in most of the cases. On the other hand, the positional errors of north components estimated by AKF+NHC are slightly smaller than those estimated by EKF in North direction in most of the cases. Similar trend can be founded in height components. Table 1 and 2 illustrate the statistical summary of the numerical comparisons between EKF, EKF+NHC, AKF and AKF+NHC in field scenarios.

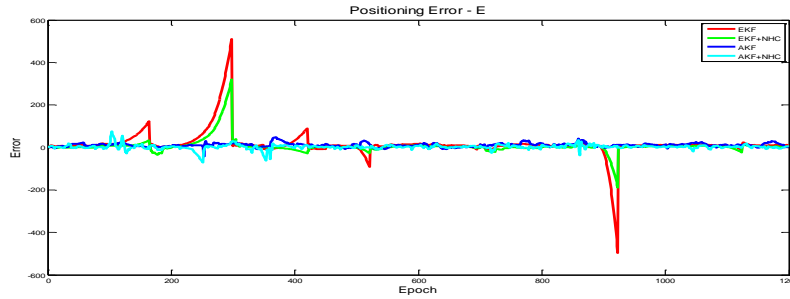


Fig. 13. E-errors.

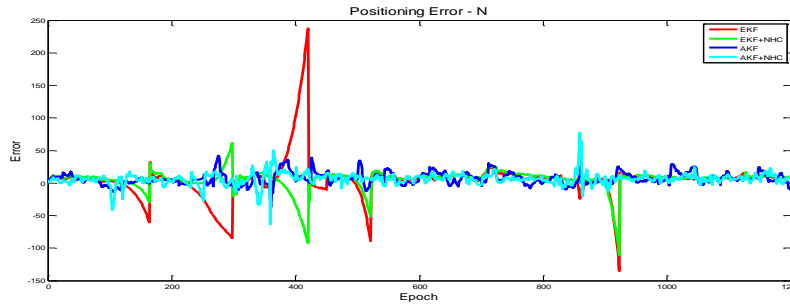


Fig. 14. N-errors.

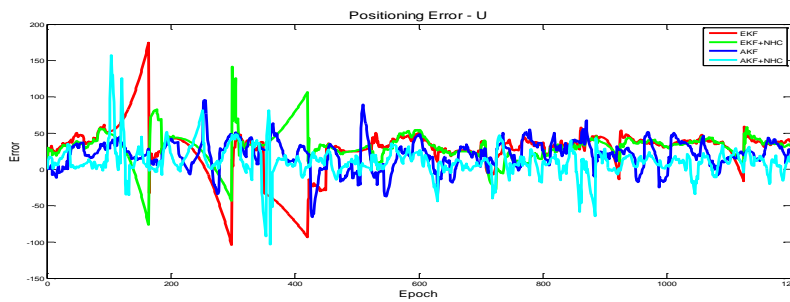


Fig. 14. U-errors.

Table 1. RMS and improvement ratio.

KF	RMS (m)			Improv. (%)		
	E	N	U	E	N	U
EKF	67.214	30.703	43.888	--	--	--
EKF+NHC	36.088	16.557	37.725	46	46	14
AKF	14.169	16.019	28.464	--	--	--
AKF+NHC	11.222	10.963	22.721	21	32	20

Table 2. Maximum error.

KF	Maximum Error (m)		
	E	N	U
EKF	510.536	237.857	174.561
EKF+NHC	321.329	61.588	141.583
AKF	48.014	41.810	95.237
AKF+NHC	76.359	77.690	157.707

In the case of EKF based INS/GNSS tightly-coupled integration with non-holonomic constraints, all the results of the two integrated systems in this field scenario have 40% up improvement in horizontal positional error and 30% averaged improvement in 3D positional

error from EKF to EKF with non-holonomic constraints. In the other case of AKF based INS/GNSS tightly-coupled integration with non-holonomic constraints; the results show the 25% averaged improvement in 3D positional error. Therefore, the aid of non-holonomic constraints to the Kalman filters applied in land vehicles can be reveal here, especially during no GNSS signals.

## 5 CONCLUSIONS

The case of the 17-state EKF based tightly-coupled INS/GNSS integrated system can reach 30% averaged improvement in 3D position error with NHC. The other case of 17-state AKF based tightly-coupled INS/GNSS integrated system can reach 25% averaged improvement in 3D position error with NHC. Especially, the NHC can be the aid for the stand-alone INS to decrease the position drift during the GNSS obstructions over 1 minute in those two cases of the INS integrated with the geodetic GNSS receiver and the low-cost GPS receiver. Therefore, the AKF based INS/GNSS tightly-coupled integrated algorithm with NHC can provide more stable navigation solutions than EKF and AKF based integration algorithms applied in a hostile environment.

In the combination of NHC and the Kalman filters, the attitude dynamics are the essential matrices to convert the n-frame to b-frame. The NHC are implemented in the b-frame and it can be regarded as providing the more accuracy velocity measurement update. Therefore, other sensors such as odometers providing the horizontal velocities and barometers providing vertical velocities possibly can be applied as velocity measurement update for INS/GNSS integrated systems.

## ACKNOWLEDGMENTS

The authors would acknowledge his supervisor, Dr.Kai-Wei Chiang, who initially encouraged them to apply and by given them the time and resources needed for helping them accomplishing this work. MOI is also acknowledged for providing necessary financial support to this study.

## REFERENCES

1. Brown, R.G. and Hwang, P.Y.C., "Introduction to random signals," *John Wiley and Sons*, New York, 1992.
2. Chiang, K.W., Noureldin, A. and El-Sheimy, N., "A New Weight Updating Method for INS/GPS Integration Architectures Based on Neural Networks," *Measurement Science and Technology*, 15 (10), pp. 2053–2061, 2003.
3. Chiang, K.W. and Huang, Y.W., "An Intelligent Navigator for Seamless INS/GPS Integrated Land Vehicle Navigation Applications," *Applied Soft Computing*, Vol. 8, Issue 1, pp. 722–733, 2008.
4. Gelb, A., "Applied Optimal Estimation. MIT Press," Cambridge, England, 1974.
5. Genin, F., "Further comments on the derivation of Kalman filters," *Theory and applications of Kalman filtering*, Section II: Gaussian estimates and Kalman filtering, 1970.
6. Kailath, T., "A note on least squares estimation by the innovation method," *Soc Ind Appl Math*, Vol. 10, No. 3, pp. 477–486, 1972.
7. Kailath, T., "Lectures on Wiener and Kalman filtering," CISM courses and lectures, No. 140, Springer, Berlin Heidelberg New York, 1981.
8. Lewantowicz, Z.H., "Architectures and GPS/INS integration: impact onmission accomplishment," *IEEE Aerospace and Electronics Systems Magazine*; Vol. 7, No. 6, pp. 16, 1992.

9. Schwarz, K.P. and Mohamed, A.H., "Adaptive Kalman Filtering for INS/GPS," *Journal of Geodesy*, No. 73, pp. 193–203, 1999.
10. Wendel, J., Trommer, G.F., "Tightly coupled GPS/INS integration for missile applications," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 8, pp. 627–634, 2004.
11. Barbour, N. and Schmidt, G., "Inertial Sensor Technology Trends," *IEEE Sensors Journal*, Vol. 1, No. 4, pp. 332–339, 2001.

# The Performance Analysis of an AKF Based Tightly-Coupled INS/GNSS Sensor Fusion Scheme with Non-holonomic Constraints for Land Vehicular Applications

Kai-Wei Chiang<sup>1, a</sup>, Cheng-An Lin<sup>1, b</sup> and Kun-Yao Peng<sup>1, c</sup>

<sup>1</sup>No.1, University Road, Tainan 701, Taiwan

<sup>a</sup>kwchiang@mail.ncku.edu.tw, <sup>b</sup>p66004057@mail.ncku.edu.tw, <sup>c</sup>clyde090053@hotmail.com

**Keywords:** INS/GNSS, Tightly-coupled, AKF, Non-holonomic constraints.

## Abstract

INS/GNSS integration scheme can overcome the shortcoming of GNSS or INS alone to provide superior performance. The position and velocity from GNSS is an excellent external aid to update the INS with improving its long-term accuracy.

Adaptive Kalman Filter (AKF) is based on the maximum likelihood criterion for choosing the most appropriate weight and thus to adjust Kalman gain factors online. The conventional Extended Kalman Filter (EKF) implementation suffers uncertain results while the update measurement covariance matrix  $R$  does not meet the case. The primary advantage of AKF is that the filter has less relationship with the priori statistical information because the  $R$  varies with time. The innovation sequence is used to derive the measurement weights through the measurement covariance matrices, innovation-based adaptive estimation (IAE) in this study. There are two non-holonomic constraints (NHC) available for land vehicle navigation. Land vehicles will not jump off or slid on the ground under normal condition. Using these constraints, the velocity of the vehicle in the plane perpendicular to the forward direction is almost zero. EKF and AKF based tightly-coupled scheme with NHC are implemented in the study.

To validate the performance of EKF and AKF based tightly-coupled INS/GNSS integration scheme with NHC, field scenarios were conducted in the downtown area of Tainan city. The test platform was mounted on the top of a land vehicle and the data fusion of INS/GNSS/NHC can be used as stand-alone positioning tool during GNSS outages of over 1 minute. The preliminary results presented in this study illustrated that AKF based tightly-coupled INS/GNSS integration scheme can provide more stable solutions combined with NHC during GNSS outages of over 1 minute. Generally speaking, the improvement ratio in term of 3D positioning of proposed algorithm reach 40% compared to EKF based tightly-coupled INS/GNSS integration scheme.

## Introduction

Inertial Navigation System (INS) is widely used in many applications for navigating of moving platforms. Low-cost INS can experience large position and attitude errors over short term duration. It has been proved through numerous researches that the INS/GNSS integrated is the ideal technique for seamless vehicular navigation. The stand-alone INS is self-contained and independent of external signals. Providing acceleration, angular rotation and attitude data at high sampling rates is the primary advantage of using an INS. However, the disadvantage of using an INS is that its accuracy degrades rapidly because of nonlinear errors and noises from inertial sensors including accelerometers and gyros growing quickly with time, as shown in Fig. 1. Therefore, an INS is used in the short-term case if no other navigation system or navigational aids is available.

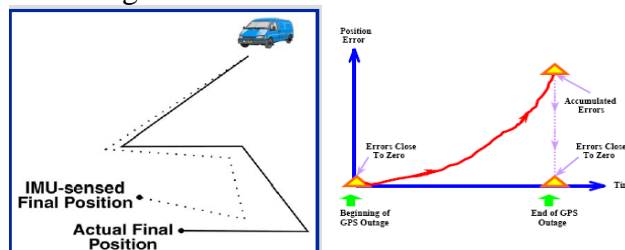


Fig. 1. The limitations of INS based navigation systems

On the contrary, GNSS receivers require direct line-of-sight signals to the GNSS satellite to provide solutions with long-term stability; consequently, it is capable of providing continuous and reliable positioning with uninterrupted signal reception. However, GNSS leaves two scenarios to be considered in the land environment. The first scenario is intermittent signal reception, as for instance in heavily forested areas or in urban canyons. The other scenario is no signal reception at all, as for instance in buildings, tunnel or underground. In the first case, GNSS has to be integrated with other sensors to bridge periods of no signal reception. In the second case, GNSS has to be replaced by another navigation system that can provide continuous navigation solutions in above environments during no GNSS signal reception.

The integrated system consisted of INS and GNSS takes advantage of the complementary attributes of both systems and outperforms either stand-alone system operated (Yang, 2008). There are different integrated schemes including loosely-coupled, tightly-coupled, and ultra-tightly coupled INS/GNSS integrated strategies, have been researched and developed since the last decade (Petovello, 2003).

The sustainability of an INS/GNSS integrated system using current commercially available MEMS inertial technology in typical GNSS denied environments is fragile. However, the progress of MEMS inertial sensors is advanced rapidly thus the inclusion of MEMS inertial sensors for general land vehicular navigation is bright in the future. In addition to waiting for the advanced development process of MEMS inertial sensor, some measures have been taken to increase the sustainability of MEMS INS/GNSS integrated systems for vehicular applications during frequent signal blockages in software aspect (Chiang et al, 2003; Chiang and Huang, 2008). In other words, aiding the INS with other complementary sensors is critical to improve the accuracy of inertial based navigation systems. Choosing an appropriate estimation method is a key issue in developing an aided INS (Shin, 2005).

**Problem Statement**

It is common practice to use Extended Kalman Filter (EKF) to accomplish the data fusion. Several architectures for EKF implementations are known (Wendel and Trommer, 2004). The most common integration scheme used today is loosely-coupled integration scheme. It is the simplest way of integrating a GNSS processing engine into integrated navigation system. GNSS processing engine calculates position fixes and velocities in local level frame and then send the solutions as measurement update to main KF. By comparing navigation solutions provided by INS mechanization with the solutions provided by GNSS, the navigation states can be optimally estimated, as shown in Fig. 2. The disadvantage of implementation is that measurement update of integrated navigation system is only possible when four or more satellites are in view.

On the other hand, the tightly-coupled integration scheme uses a single KF to integrate GNSS and IMU measurements. In tightly-coupled integration, the GNSS pseudo-range and delta-range measurements are processed directly in main KF, as shown in Fig. 3. For some references, the aiding of the receiver tracking loops using velocity information provided by INS is an essential characteristic of tightly-coupled scheme, too. The primary advantage of this integration is that raw GNSS measurements can still be used to update INS when less than four satellites are available. This is of special benefit in a hostile environment such as downtown areas where the reception of satellite signals is difficult due to obstruction when the vehicle navigates in urban areas.

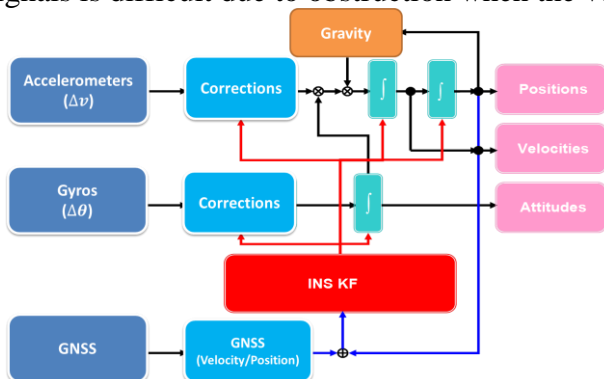


Fig..2. Loosely-coupled INS/GNSS integration architecture

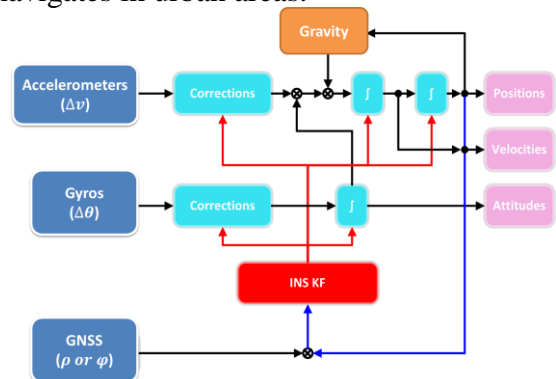


Fig. 3. Tightly-coupled INS/GNSS integration architecture



However, according to Chiang and Huang (2008), EKF implemented with tightly-coupled scheme may come with serious problems concerning the quality of GNSS raw measurements. In other words, EKF based tightly-coupled architecture is sensitive the quality of GNSS raw measurements. This scenario usually takes place in urban areas because of the impact of reflected GNSS measurements. Therefore, this study applied Adaptive Kalman Filter (AKF) as the core estimator of tightly-coupled INS/GNSS integrated scheme by tuning measurement noise matrix  $R$  adaptively. The idea of AKF is based on the maximum likelihood criterion for choosing the most appropriate weight and thus Kalman gain factors. The conventional EKF implementation suffers uncertain results while the update measurement noise matrix  $R$  and/or the process noise matrix  $Q$  does not meet the case.

### The Implementation of AKF Scheme

This study implements AKF by innovation-based adaptive estimation (IAE). IAE needs to calculate innovation sequence, which is obtained by the difference between real measurement received by filter and predicted value. At the current epoch  $k$ , not only new measurement but predicted value provides new information. Hence, innovation sequence represents information satisfy new measurement and considered as the most relevant source of adaptive filter. The primary advantage of AKF is that filter has less relationship with the priori statistical information because  $R$  matrix varies with time. In this study, innovation sequence is used to derive measurement weights through covariance matrix  $R$ , and covariance matrix  $R$  is adapted when measurements update with time. Fig. 4 depicts the implementation of IAE procedure. Because this study focuses on the influence of qualities of measurements, only measurement covariance matrix  $R$  is variable and is tuned by measurements of different time. The formulations of AKF are shown below (Schwarz and Mohamed, 1999).

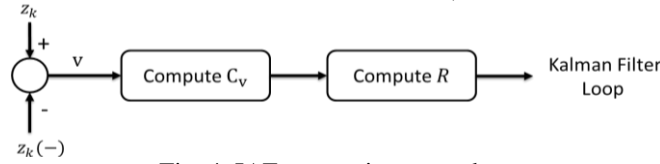


Fig. 4. IAE computing procedure

$$\hat{C}_{v_k} = \frac{1}{N} \sum_{j=j_0}^k v_j v_j^T \quad (1)$$

$$v_k = Z_k - H_k x_{k(-)} \quad (2)$$

$$R_k = C_{v_k} - H_k P_{k(-)} H_k^T \quad (3)$$

Where  $v_k$  represents innovation sequence and  $\hat{C}_{v_k}$  is covariance of innovation sequence at epoch  $k$ . This way of updating measurement covariance matrix  $R$  is derived from EKF, but it still produces new  $R$  with different time and measurements.

The integrated algorithm in this study is applied for land vehicle navigation. Therefore, velocity of land vehicle navigation constraints is derived assuming that the vehicle does not slip and stays on the ground. If both assumptions are true, non-holonomic constraints (NHC) are defined as the fact that unless the vehicle jumps off the ground or slides on the ground, velocity of the vehicle in the plane perpendicular to forward direction is almost zero (Sukkarieh, 2000; Nassar et al., 2006; Godha, 2006). Fig. 5 shows the scenario of non-holonomic constraints in body-frame. Therefore, two constraints can be considered as measurement updates to Kalman filtering navigation.

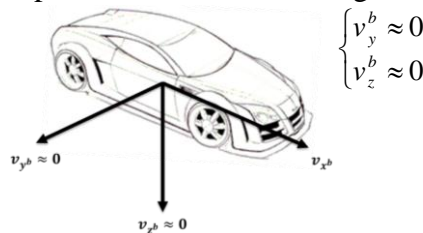


Fig. 5. The two non-holonomic constraints in the b-frame

In general, velocity output of inertial navigation mechanization  $v^n$  can be transformed to body-frame velocity  $v^b$  by the attitude error dynamics DCM. The estimated errors will be fed back to

mechanization then. Finally, the implementation of the Kalman filter with non-holonomic constraints in INS-based tightly-coupled integrated systems can be illustrated as Fig. 6.

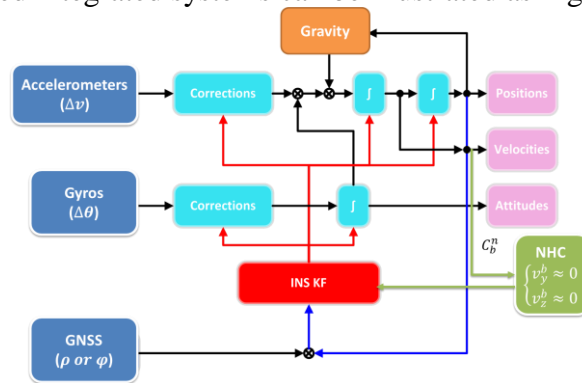


Fig. 6. INS-based tightly-coupled integrated systems with NHC

## Results and Discussions

To validate the performance of proposed algorithm, a field test was conducted in the downtown area of Tainan. The total trajectory distance is 5 kilometers and the work time is 20 minutes. The trajectory can be displayed in Google Earth as shown in Fig. 7. Test platform was mounted on the top of a land vehicle. IMUs applied includes reference IMU, SPAN-CPT (1 deg/hr in run gyro bias), and test IMU, C-MIGITS III (3 deg/hr in run gyro bias). GNSS measurements were collected by a dual-frequency receiver, NovAtel OEMV-3 (geodetic), and a single frequency receiver, ublox AEK-4T (low-cost). The reference trajectory was produced using the raw measurements of SPAN-CPT and dual frequency GPS carrier phase measurements in differential mode with RTS smoothing implemented in tightly-coupled mode. Fig. 9 depicts trajectories estimated by those approaches and reference trajectory. As shown in this figure, EKF estimated trajectory deviated from reference trajectory when the vehicle traveled through urban area where the quality of GNSS signals became relatively poor. On the other hand, those trajectories estimated AKF based schemes have shown relatively stable results because the impact of bad pseudo-range measurements have been reduced through changing the measurement covariance  $R$  adaptively to reflect the quality of GNSS measurements and increase the robustness of the tightly coupled scheme.

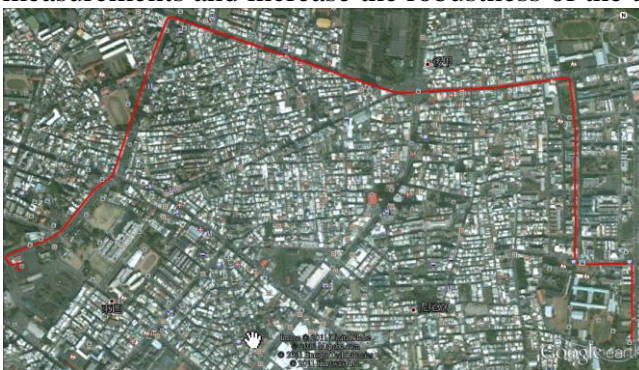


Fig. 7. Trajectory in this field test

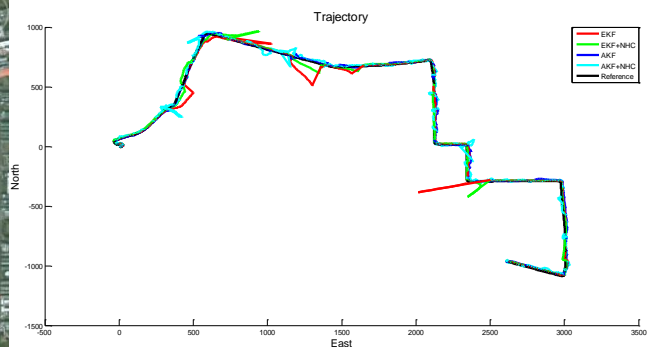


Fig. 8. The trajectories

Figures 9 to 11 illustrate positional errors of those approaches in East, North and Height. Generally speaking, positional errors estimated by NHC are significantly smaller than those estimated by EKF and AKF in East in most of cases. On the other hand, positional errors of North estimated by AKF+NHC are slightly smaller than those estimated by EKF in North in most of the cases. Similar trend can be founded in Height. Table 1 illustrates statistical summary of the numerical comparisons.

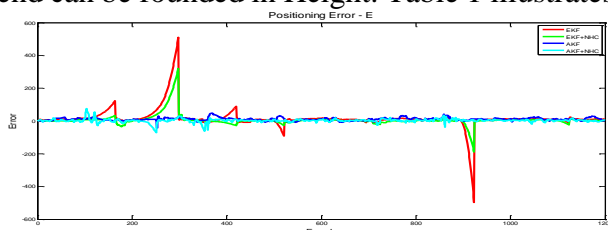


Fig. 9. E-errors

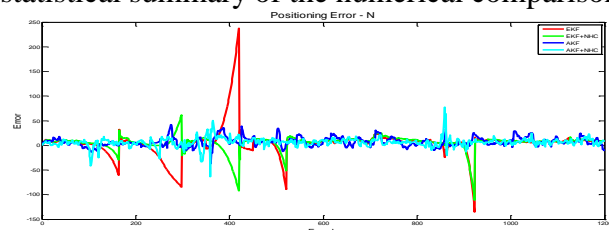


Fig. 10. N-errors

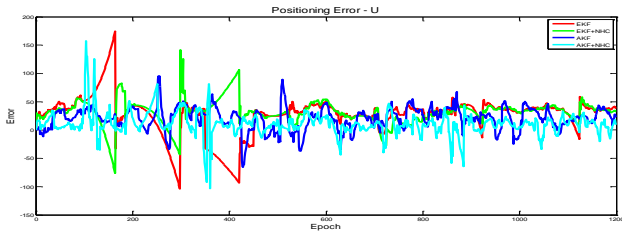


Fig. 11. U-errors

Table 1. RMS and improvement ratio

KF	RMS (m)			Improv. (%)		
	E	N	U	E	N	U
EKF	67.214	30.703	43.888	--	--	--
EKF+NHC	36.088	16.557	37.725	46	46	14
AKF	14.169	16.019	28.464	--	--	--
AKF+NHC	11.222	10.963	22.721	21	32	20

In the case of EKF based INS/GNSS tightly-coupled integration with non-holonomic constraints, all the results of the two integrated systems in this field scenario have 40% up improvement in horizontal positional error and 30% averaged improvement in 3D positional error from EKF to EKF with non-holonomic constraints. In the other case of AKF based INS/GNSS tightly-coupled integration with non-holonomic constraints; the results show the 25% averaged improvement in 3D positional error. Therefore, the aid of non-holonomic constraints to the Kalman filters applied in land vehicles can be reveal here, especially during no GNSS signals.

## Conclusions

The case of EKF based tightly-coupled INS/GNSS integrated system can reach 30% averaged improvement in 3D position error with NHC. The other case of AKF based tightly-coupled INS/GNSS integrated system can reach 25% averaged improvement in 3D position error with NHC. Especially, the NHC can be the aid for the stand-alone INS to decrease the position drift during the GNSS obstructions over 1 minute in those two cases of the INS integrated with the geodetic GNSS receiver and the low-cost GPS receiver. Therefore, the AKF based INS/GNSS tightly-coupled integrated algorithm with NHC can provide more stable navigation solutions than EKF and AKF based integration algorithms applied in a hostile environment.

In the combination of NHC and the Kalman filters, the attitude dynamics are the essential matrices to convert the n-frame to b-frame. The NHC are implemented in the b-frame and it can be regarded as providing the more accuracy velocity measurement update. Therefore, other sensors such as odometers providing the horizontal velocities and barometers providing vertical velocities possibly can be applied as velocity measurement update for INS/GNSS integrated systems.

## Acknowledgments

The authors would acknowledge his supervisor, Dr.Kai-Wei Chiang, who initially encouraged them to apply and by given them the time and resources needed for helping them accomplishing this work. MOI is also acknowledged for providing necessary financial support to this study.

## References

- [1] Brown R.G. and Hwang P.Y.C.: Introduction to random signals, John Wiley and Sons, New York, (1992)
- [2] Chiang, K. W.; Noureldin, A.; El-Sheimy, N.: A New Weight Updating Method for INS/GPS Integration Architectures Based on Neural Networks. *Measurement Science and Technology*, **15** (10), 2053-2061. (2003)
- [3] Chiang, K.W. and Huang, Y.W.: An Intelligent Navigator for Seamless INS/GPS Integrated Land Vehicle Navigation Applications. *Applied Soft Computing*, Volume 8, Issue 1, January 2008, Pages 722-733. (2008)
- [4] Gelb A: *Applied Optimal Estimation*. MIT Press, Cambridge, England. (1974)
- [5] Genin F.: Further comments on the derivation of Kalman filters, section II: Gaussian estimates and Kalman filtering. In: Leondes CT (ed) *Theory and applications of Kalman filtering*, AGARDOgraph 139, NATO Advanced Groups for Aerospace R&D. (1970)
- [6] Kailath T.: A note on least squares estimation by the innovation method. *Soc Ind Appl Math* 10(3), 477-486. (1972)
- [7] Kailath T.: *Lectures on Wiener and Kalman filtering*, CISM courses and lectures no. 140. Springer, Berlin Heidelberg New York. (1981)
- [8] Lewantowicz, Z.H.: Architectures and GPS/INS integration: impact on mission accomplishment, *IEEE Aerospace*

and Electronics Systems Magazine; 7 (6) 16 (1992)

- [9] Schwarz K.P. and Mohamed A.H.: Adaptive Kalman Filtering for INS/GPS, Journal of Geodesy (1999) 73, 193-203. (1999)
- [10] Wendel, J.; Trommer, G.F.. Tightly coupled GPS/INS integration for missile applications, Aerospace Science and Technology 8, 627–634. (2004)

# The Impact of Alignment on DG Accuracy for Land Based Mobile Mapping Applications

Cheng-An Lin<sup>1</sup>, Jie-Chung Chen<sup>2</sup>, Fu-Dou Xiao<sup>2</sup>, Tai-Jang Shau<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Department of Geomatics, National Cheng Kung University, Tainan County, Taiwan*

<sup>2</sup> *Ministry of the Interior, Taiwan*

*E-mail: p68011068@mail.ncku.edu.tw*

---

## Abstract

Inertial Navigation System (INS) has been widely utilized in land based applications such as mobile mapping and navigation. The solutions including position, velocity and attitude are determined on a moving platform by processing the measurements of inertial measurement unit (IMU). In general, the initial attitude angles between the body-frame and navigation-frame play an important role, because they could affect the accuracy of the navigation results. Therefore, initial attitude angles have to be estimated accurately prior to switching the INS into navigation mode using a technique called INS alignment. In the alignment, an optimal estimator such as Kalman filter is used to perform the alignment procedure. Due to the measurement errors, Kalman filter takes about 10 to 15 minutes to converge. These errors could increase the alignment time and deteriorate the overall accuracy of the initial attitude angles estimated.

In many applications, it is essential to achieve an accurate alignment of the INS within a very short period of time. This is true in particular applications, in which a very rapid response time is often a main requirement in order to achieve a short reaction time.

In order to analyze the impact of alignment procedure on Direct-Georeferencing (DG) with different time of static mode and dynamic mode, a tactical grade IMU is used to verify the performance and the field scenario was conducted in Tainan city. The preliminary results presented in this study indicate that a faster alignment procedure with acceptable DG accuracy can be achieved.

**Keywords:** INS; Alignment; Direct-Georeferencing.

# The performance of Personal Mobile Mapping System

**Chien-Hsun Chu<sup>1</sup>, Kai-Wei Chiang<sup>2</sup>**

*1. Department of Geomatics, National Cheng-Kung University, Taiwan*

*2. Department of Geomatics, National Cheng-Kung University, Taiwan*

*1. chienhsun0229@msn.com, 2. kwchiang@mail.ncku.edu.tw*

In recent years, Geospatial Information Systems (GIS) is applied in many applications. However, the cost of data acquisition by traditional survey is always a limitation for GIS applications. The Mobile Mapping System (MMS) is a solution to improve this situation. The absolute position of the interested object can be acquired through direct geo-referencing (DG) because of its high mobility and automation. Nowadays the most common technologies used for positioning and orientation of a mobile mapping system include using Global Navigation Satellite System (GNSS) as a major positioning sensor and Inertial Navigation System (INS) as the major orientation sensor. Through the GNSS/INS system and calibration parameters the Exterior Orientation parameters (EOPs) of each one image can be derived in the free control point. Using more than two geo-referenced images the object three dimensional coordinate can be intersected and calculated. There are much limitations of land MMS van because of the road network in the aspect of the detail object collection. This study develops the personal Mobile Mapping System (PMMS) that has high autonomy because of the less limitation of topographic. The calibration parameters of PMMS are calibrated by One-Step. And the performance of PMMS DG are analyzed by about 20-30 control points that are built by the other high accuracy surveying methods.