



內政部國土測繪中心
NLSC-97-28

探測感應器測繪平台架構規劃暨應用作業 工作總報告書（修正版）

委託單位：內政部國土測繪中心

建置單位：經緯衛星資訊股份有限公司

中 華 民 國 九 十 八 年 十 一 月

目 錄

	頁數
目 錄.....	i
表目錄.....	vi
圖目錄.....	ix
第 1 章 前 言.....	1
1.1 專案動機與目的.....	1
1.2 專案流程.....	3
第 2 章 文獻回顧與技術原理.....	5
2.1 UAV 發展之沿革.....	5
2.1.1 UAV 之分級與應用.....	9
2.1.2 整合 UAV 於空間資訊技術之實例.....	16
2.2 UAV 之技術與原理.....	21
2.2.1 定翼型 UAV 之飛行設計原理.....	21
2.2.2 旋翼型 UAV 之飛行設計原理.....	24
2.3 UAV 飛航相關法令規定說明.....	29
2.3.1 國外 UAV 飛航相關法令規定.....	29
2.3.2 國內 UAV 飛航相關法令規定.....	31
2.4 測量車發展之沿革.....	34
2.4.1 1980 至 2005 年測量車之發展.....	34
2.4.2 近五年國內外測量車發展之實例.....	39
2.5 移動式製圖系統 (MMS) 之理論基礎.....	44

2.5.1	測量車直接定向.....	45
2.5.2	UAV 直接定向.....	48
2.5.3	卡曼濾波器 (Kalman Filter).....	50
2.5.4	平滑器 (Smoother).....	53
2.5.5	INS/GNSS 整合架構.....	55
第 3 章	UAV 空拍系統規劃與設計.....	60
3.1	UAV 功能設計.....	60
3.1.1	定翼型 UAV 功能設計.....	60
3.1.2	旋翼型 UAV 功能設計.....	73
3.2	感應器機電整合.....	80
3.2.1	感應器機電整合架構.....	80
3.2.2	感應器硬體規格.....	82
3.3	UAV 後續管理與維護作業.....	89
3.4	相機選定與鏡頭率定.....	90
3.4.1	相機選定.....	90
3.4.2	相機鏡頭率定.....	93
第 4 章	空拍任務過程.....	96
4.1	空拍作業區域.....	96
4.2	依法申請空域.....	97
4.3	作業所需時間評估.....	99
4.4	空拍路線規劃.....	102
4.4.1	定翼型 UAV 空拍路線規劃.....	103
4.4.2	旋翼型 UAV 空拍路線規劃.....	105

4.5 空拍作業事項.....	108
4.5.1 定翼型 UAV 航攝作業操作方式	108
4.5.2 旋翼型 UAV 航攝作業操作方式	113
4.5.3 不同環境條件下空拍能力之評估	114
第 5 章 空拍影像處理.....	116
5.1 影像快速拼接.....	116
5.2 空中三角解算.....	126
5.3 正射糾正與鑲嵌	129
第 6 章 UAV 與測量車 MMS 整合規劃	132
6.1 地面測量車硬體整合平台之開發	132
6.1.1 測量車硬體之規劃.....	133
6.1.2 INS/GNSS 整合系統硬體之規劃.....	139
6.1.3 影像感測器硬體之規劃	141
6.2 多感測器整合平台之開發	143
6.2.1 多感測器時間同步機制	143
6.2.2 測量車 MMS 任務之作業流程	145
6.2.3 不同平台 MMS 之比較與分析	148
第 7 章 成果分析與討論	150
7.1 定翼型 UAV 空拍結果	150
7.1.1 定翼型 UAV 前期空拍測試	150
7.1.2 定翼型 UAV 空拍困難點及解決方案	156
7.1.3 定翼型 UAV 後期空拍結果	158

7.2 旋翼型 UAV 空拍結果	161
7.2.1 旋翼型 UAV 前期空拍測試	161
7.2.2 旋翼型 UAV 空拍困難點及解決方案	162
7.2.3 旋翼型 UAV 後期空拍結果	163
7.3 影像快速拼接與幾何糾正結果分析	165
7.3.1 定翼型 UAV 影像快速拼接與幾何糾正結果	165
7.3.2 旋翼型 UAV 影像快速拼接與幾何糾正結果	166
7.4 空中三角結果分析	167
7.4.1 定翼型 UAV 影像空中三角結果	167
7.4.2 旋翼型 UAV 影像空中三角結果	170
7.5 正射糾正結果分析	173
7.5.1 定翼型 UAV 正射影像糾正結果	173
7.5.2 旋翼型 UAV 正射影像糾正結果	177
7.6 UAV 與測量車 MMS 整合規劃結果	179
7.6.1 UAV 與測量車 MMS 整合程序	179
7.6.2 UAV 與測量車 MMS 整合之應用範例	183
7.7 UAV 後續發展趨勢與方向	188
第 8 章 成本分析	189
8.1 UAV 飛行成本分析	189
8.1.1 定翼型 UAV 飛行成本分析	189
8.1.2 旋翼型 UAV 飛行成本分析	191
8.1.3 機電整合成本分析	193
8.2 影像處理成本分析	194
8.2.1 影像快速拼接與幾何糾正成本分析	194

8.2.2	影像空中三角解算與正射糾正成本分析	194
8.3	UAV 航攝製圖成本綜合分析	196
8.3.1	定翼型 UAV 航攝製圖成本綜合分析	197
8.3.2	旋翼型 UAV 航攝製圖成本綜合分析	200
8.4	UAV 與測量車整合應用之成本分析	202
8.4.1	測量車 MMS 軟硬體成本分析	202
8.4.2	UAV 與測量車 MMS 應用成本分析	204
第 9 章	結論與建議.....	206
9.1	結 論	206
9.2	建 議	209
參考文獻	210
附錄一	空域申請公文範例	216
附錄二	法 規.....	218
附錄三	相關儀器規格表	236
附錄四	精度檢核點.....	246
附錄五	歷次工作會議會議紀錄	251
附錄六	審查意見彙整表	256

表目錄

	頁數
表 2.1 國際 UAV 發展現況	7
表 2.2 軍用 UAV 分級	9
表 2.3 AEROSONDE Mark-III 颶風探測作業飛行航次	13
表 2.4 UAV 應用領域彙整	15
表 2.5 Grenzdörffer 之 UAV 航空製圖精度分析圖	16
表 2.6 近代各式測量車 MMS 之發展實例	38
表 2.7 時間同步誤差的影響量	47
表 3.1 定翼型 UAV—DoDo Pro 之機型特色	61
表 3.2 SD-02A 飛行控制電腦功能簡表	62
表 3.3 MHX910 規格簡表	69
表 3.4 UAV 地面控制車之特色	72
表 3.5 旋翼型 UAV—KYOSHO 60 級之基本規格	74
表 3.6 旋翼型 UAV 其標準遙測酬載系統之基本規格	74
表 3.7 AEK-4T 規格表	82
表 3.8 MMQ-G 規格表	83
表 3.9 AntiLog 規格表	84
表 3.10 電源轉換電路規格表	85
表 3.11 機電整合組裝模組規格表	87
表 3.12 市售數位相機基本規格	91
表 3.13 CANON EOS 450D 定焦鏡頭率定參數	95
表 3.14 SONY DSLR A350 變焦鏡頭率定參數	95
表 4.1 空域申請事宜聯絡資訊一覽	97
表 4.2 出勤時間估算表	100

表 4.3	合格跑道的評分表	101
表 4.4	定翼型 UAV 航線規劃表	103
表 4.5	旋翼型 UAV 航線規劃表	106
表 4.6	蒲福風級表.....	115
表 5.1	拼接測試軟體來源資訊	117
表 5.2	拼接軟體主要評估項目列表	117
表 6.1	耗電估算表.....	134
表 6.2	車上電腦之建議配備	138
表 6.3	INS/GNSS 定位定向系統規格.....	140
表 6.4	影像感測器的硬體規格	142
表 7.1	2 月 24 日定翼型 UAV 飛行測試工作日誌	151
表 7.2	3 月 3 日定翼型 UAV 飛行測試工作日誌	152
表 7.3	5 月 19 日定翼型 UAV 飛行測試工作日誌	154
表 7.4	定翼型 UAV 朴子飛行記錄總整理	158
表 7.5	旋翼型 UAV 朴子飛行記錄總整理	163
表 7.6	幾何糾正影像經由檢核點檢驗平面誤差表	167
表 7.7	定翼型 UAV 航高 1200 公尺空三成果	169
表 7.8	定翼型 UAV 航高 900 公尺空三成果	169
表 7.9	定翼型 UAV 航高 600 公尺空三成果	169
表 7.10	定翼型 UAV 航高 300 公尺空三成果	169
表 7.11	旋翼型 UAV 航高 1200 公尺空三成果	171
表 7.12	旋翼型 UAV 航高 900 公尺空三成果	171
表 7.13	旋翼型 UAV 航高 600 公尺空三成果	171
表 7.14	定翼型 UAV 正射影像經由檢核點檢驗平面誤差表	176
表 8.1	定翼型 UAV 任務成本分析	190
表 8.2	旋翼型 UAV 任務成本分析	192

表 8.3	機電整合成本分析	193
表 8.4	影像幾何糾正工時成本統計表	194
表 8.5	空三與正射影像處理成本統計	195
表 8.6	UAV 影像處理等級	196
表 8.7	定翼 UAV 型搭載 Canon5D-II 相機之航攝製圖成本.....	198
表 8.8	定翼 UAV 型搭載哈蘇 H4D-60 相機之航攝製圖成本.....	199
表 8.9	旋翼 UAV 型搭載 Sony α350 相機之航攝製圖成本.....	201
表 8.10	測量車建置成本分析	202
表 8.11	不同等級測量車 MMS 平台之成本.....	203
表 8.12	不同等級測量車 MMS 平台之應用場景規劃成本.....	205
表 8.13	不同等級 UAV MMS 平台之應用場景規劃成本.....	205

圖目錄

	頁數
圖 1.1 衛星、航測、UAV 作業示意圖	2
圖 1.2 專案流程圖.....	4
圖 2.1 UAV 發展簡史圖	5
圖 2.2 全球 UAV 發展圖	7
圖 2.3 地球科學調查用 UAV (左) 與其夜間空拍照片 (右)	11
圖 2.4 越洋型 UAV (左) 與其空拍照片 (右)	11
圖 2.5 美國於非軍事運用的 UAV 應用領域及單位	11
圖 2.6 SeaScan UAV.....	12
圖 2.7 AEROSONDE Mark-III UAV	13
圖 2.8 Yamaha RMAX Type II G	14
圖 2.9 三宅島火山監測成果	14
圖 2.10 Grenzdörffer 之 UAV 航空製圖流程	16
圖 2.11 Microdrones md4-200 型號 UAV	17
圖 2.12 建物自動貼圖系統	17
圖 2.13 虛擬實境系統.....	18
圖 2.14 UAV 影像空間資訊獲取流程圖	18
圖 2.15 考古區域正射影像	19
圖 2.16 資料萃取示意圖	20
圖 2.17 定翼型 UAV 載具本體主要配置	22
圖 2.18 定翼型 UAV 的力學平衡	23
圖 2.19 旋翼似倒立的三角錐	24
圖 2.20 旋翼左飛及右飛示意圖	25
圖 2.21 旋翼葉片的三個自由度	26

圖 2.22	R-22 載人旋翼型飛機 (右) 與小型無人旋翼型飛機 (左)	26
圖 2.23	旋翼型 UAV 上升示意圖	27
圖 2.24	旋翼型 UAV 旋轉示意圖	27
圖 2.25	旋翼型 UAV 前進示意圖	28
圖 2.26	UAV 法規的制定時間與未來規劃	30
圖 2.27	台灣機場限航區分佈圖	32
圖 2.28	Alberta MHIS	35
圖 2.29	GPS Van	36
圖 2.30	VISAT 第一代 (左) 與第二代 (右)	36
圖 2.31	VISAT 第三代	37
圖 2.32	Google Street View 介面	39
圖 2.33	(a)車頂架構 (b)在台北市行駛的 Google Street View Van	40
圖 2.34	TOPCON 公司開發的移動測圖系統	41
圖 2.35	Optech 的測量車 Lynx Mobile Mapper	42
圖 2.36	立得空間測量車 LD-2000 RH	43
圖 2.37	MMS 之系統架構	44
圖 2.38	測量車透過 INS/GPS 直接定位的概念圖	46
圖 2.39	UAV 透過 INS/GPS 直接定位的概念圖	48
圖 2.40	Fixed-interval 逆向平滑演算法	55
圖 2.41	開放式回路鬆耦合架構	56
圖 2.42	閉合式回路鬆耦合架構	56
圖 2.43	INS/GPS 緊耦合架構示意圖	57
圖 3.1	定翼型 UAV—DoDo Pro 照片及基本規格	60
圖 3.2	SD-02A 飛控電腦	62
圖 3.3	GARMIN 5Hz GPS 接收機	63
圖 3.4	CANON 450D 單眼數位相機	65

圖 3.5	CANON EOS 24mm 定焦鏡頭	65
圖 3.6	UAV 系統資料方塊圖	66
圖 3.7	UAV 系統即時資料傳遞與儲存示意圖	67
圖 3.8	金星數碼 JXD 206 個人媒體播放器	68
圖 3.9	Microhard MHX910 資料無線電模組	69
圖 3.10	BADA 3.5W 2.4G 無線影像傳送	70
圖 3.11	UAV 地面控制車 GCS 規格	71
圖 3.12	旋翼型 UAV—KYOSHO 60 級照片	73
圖 3.13	Sony α 350 單眼數位相機	76
圖 3.14	SONY SAL-1870 DT 18-70mm 變焦鏡頭	76
圖 3.15	1.2G 微波傳送系統	77
圖 3.16	旋翼機影像記錄系統方塊圖	78
圖 3.17	旋翼機地面導控設備與監視器畫面	79
圖 3.18	機電整合系統硬體架構圖	81
圖 3.19	電源供電架構圖	81
圖 3.20	資料傳輸架構圖	81
圖 3.21	GPS 照片	82
圖 3.22	MMQ-G 照片	83
圖 3.23	AntiLog 照片	84
圖 3.24	電源轉換電路照片	85
圖 3.25	機電整合模組外觀：俯瞰照片（左）；側面照片（右）	86
圖 3.26	機電整合模組內部照片	86
圖 3.27	機電整合系統組裝原件照片	87
圖 3.28	機電整合系統組裝配置圖	88
圖 3.29	相機率定使用之人造標	94
圖 3.30	相機率定室內控制場範例影像	94

圖 4.1	測試區示意圖.....	96
圖 4.2	UAV 調用標準作業程序 (含空域申請流程圖)	98
圖 4.3	第一起降點跑道	99
圖 4.4	UAV 航拍任務規劃流程圖	102
圖 4.5	定翼型 UAV 航高 300 公尺之航線規劃示意圖	103
圖 4.6	定翼型 UAV 航高 600 公尺之航線規劃示意圖	104
圖 4.7	定翼型 UAV 航高 900 公尺之航線規劃示意圖	104
圖 4.8	定翼型 UAV 航高 1200 公尺之航線規劃示意圖	105
圖 4.9	旋翼型 UAV 航高 600 公尺之航線規劃示意圖	106
圖 4.10	旋翼型 UAV 航高 900 公尺之航線規劃示意圖	107
圖 4.11	旋翼型 UAV 航高 1200 公尺之航線規劃示意圖	107
圖 4.12	定點拍攝示意圖	109
圖 4.13	定點拍攝實例.....	109
圖 4.14	平行拍攝示意圖	110
圖 4.15	平行拍攝實例.....	111
圖 4.16	正射拍攝示意圖	112
圖 4.17	正射拍攝實例.....	112
圖 4.18	風速梯度圖.....	115
圖 5.1	影像快速拼接流程圖	116
圖 5.2	Autostitch 軟體介面與設定畫面.....	118
圖 5.3	Autostitch 拼接結果.....	119
圖 5.4	Autopano pro 軟體介面與設定畫面	120
圖 5.5	Autopano pro 控制點推算與編輯介面	121
圖 5.6	PhotoStitch 軟體介面與其拼接結果.....	122
圖 5.7	Hugin 軟體介面.....	123
圖 5.8	Hugin 軟體輸入鏡頭參數之介面	123

圖 5.9	Hugin 軟體編輯畫面	124
圖 5.10	Hugin 編輯鏡頭參數之相關設定介面	124
圖 5.11	Hugin 軟體測試影像拼接結果	125
圖 5.12	空中三角測量示意圖	126
圖 5.13	空中三角測量模組操作畫面	127
圖 5.14	空中三角測量 ISAT 光束法平差操作畫面	128
圖 5.15	攝影點、相片與物體關係示意圖	129
圖 5.16	製作彩色無縫正射影像鑲嵌流程圖	130
圖 5.17	正射拼接示意圖	131
圖 6.1	MMS Log 之架構	133
圖 6.2	測量車多感器平台之通用電力系統	135
圖 6.3	測量車多感器平台之通用電力系統 (一)	135
圖 6.4	測量車多感器平台之通用電力系統 (二)	135
圖 6.5	測量車多感器平台之內部空間配置範例	136
圖 6.6	具框架形式車頂架的車載移動測繪平台	137
圖 6.7	VISAT 2006 之車頂儀器架構	137
圖 6.8	同時安裝數位相機及雷射掃瞄儀之車頂架情形	138
圖 6.9	利用 GPS 1PPS 訊號實現 IMU/GNSS 觀測量同步	144
圖 6.10	INS/GNSS/Camera 資料同步之方法	144
圖 6.11	測量車任務的作業流程	145
圖 6.12	測量車任務的作業流程 (第一階段)	146
圖 6.13	測量車任務的作業流程 (第二階段)	147
圖 6.14	測量車任務的作業流程 (第三階段)	147
圖 7.1	定翼型 UAV 五個拍攝點連續十張自動拍攝之相片範例	151
圖 7.2	3 月 3 日定翼型 UAV 航線規劃與航行軌跡記錄	153
圖 7.3	定翼型 UAV 之航行軌跡與高度紀錄	154

圖 7.4	飛行資料紀錄.....	155
圖 7.5	航拍重疊率估算	155
圖 7.6	定翼型 UAV 五個拍攝點連續十張自動拍攝之航線偏差	156
圖 7.7	定翼型 UAV 航高 300 公尺之航行軌跡紀錄	159
圖 7.8	定翼型 UAV 航高 600 公尺之航行軌跡紀錄	159
圖 7.9	定翼型 UAV 航高 900 公尺之航行軌跡紀錄	160
圖 7.10	定翼型 UAV 航高 1200 公尺之航行軌跡紀錄	160
圖 7.11	旋翼型 UAV 拍攝區域示意圖	162
圖 7.12	旋翼型 UAV 航高 600 公尺之航行軌跡與高度紀錄	164
圖 7.13	旋翼型 UAV 航高 900 公尺之航行軌跡與高度紀錄	164
圖 7.14	旋翼型 UAV 航高 1200 公尺之航行軌跡與高度紀錄	164
圖 7.15	定翼型 UAV 空拍影像快速拼接與幾何糾正成果	165
圖 7.16	旋翼型 UAV 空拍影像快速拼接與幾何糾正成果	166
圖 7.17	定翼型 UAV 航照空中三角控制點與檢核點分佈	168
圖 7.18	旋翼型 UAV 航照空中三角控制點與檢核點分佈	170
圖 7.19	定翼型 UAV 空拍正射影像成果	173
圖 7.20	定翼型 UAV 航高 300 公尺正射影像成果	174
圖 7.21	定翼型 UAV 不同航高的正射影像比較	175
圖 7.22	定翼型 UAV 航高 300 公尺的正射影像局部放大	175
圖 7.23	旋翼型 UAV 空拍正射影像成果	177
圖 7.24	旋翼型 UAV 不同航高的正射影像比較	178
圖 7.25	UAV 與測量車 MMS 系統之整合規劃	179
圖 7.26	定翼 UAV 攝影測量系統範例	181
圖 7.27	旋翼 UAV 攝影測量系統範例	181
圖 7.28	UAV 與測量車的資料收集過程	182
圖 7.29	UAV 與測量車整合的資料處理過程	183

圖 7.30 UAV 與測量車 MMS 系統之整合規劃 (範例一)	184
圖 7.31 UAV 與測量車 MMS 系統之整合規劃 (範例二)	184
圖 7.32 UAV 與測量車 MMS 系統之整合規劃 (範例三)	185
圖 7.33 森林火災火點即時直接定位系統	186

第 1 章 前言

本專案旨在發展無人飛行載具（Unmanned Aerial Vehicle，UAV）搭配地面測量車系統，強調高機動性與低成本的雙重考量，以輔助或彌補衛星遙測與航空攝影資料獲取的空隙。透過結合低空的無人飛行載台與陸基行動化載台，提供空間資料庫系統即時的更新資訊，冀期加速空間資料的獲取及分析時程。

1.1 專案動機與目的

測量與空間資訊技術日新月異，近年來國土保安、環境變遷監控、防救災應變、資源探測保護等各式應用，益形重視資料更新的即時性，因此發展快速且低成本資料擷取平台，乃成為各國遙感探測技術與測繪製圖發展的重要課題。

無論任何星載、空載或地面平台均各有其優缺點，本專案將針對低空、即時的感測平台 UAV 進行研析，包含定翼型 UAV 與旋翼型 UAV 兩種感測技術。圖 1.1 為 UAV 航空攝影與衛星遙測作業概念之差異，UAV 乃不須人員於機上控制的載台，機動性極高，且相對安全而價廉，加上對地感測之航高遠低於其他星載與空載平台，故能獲取極高地面解析度（GSD）的影像。由於 UAV 技術同時具備定位定向導航系統、自動飛行控制、即時影像、無線通訊系統及多種影像感測器等功能，使空間資料的蒐集與調查更加便利而快速，大幅提昇了空間資訊取得之時效性。

為了強化空域與地面的資料獲取網絡的完整性，開發一套具備多元感測器的整合平台系統，本專案特別加入「UAV 與車載 MMS 整合規劃」項目。



圖 1.1 衛星、航測、UAV 作業示意圖

有鑑於此，本專案係於不同空層(航高)，利用定翼型 UAV 與旋翼型 UAV，整合導航定位與姿態感測器，搭載成本相對低廉的數位相機，進行空拍任務，取得作業區之不同空層的高解析度 UAV 影像。透過對 UAV 影像所進行的各種處理，分析流程順暢度、時效性、作業成本、製圖精度等，進而評估 UAV 正射影像精度及立體成像之性能與其應用潛力。再者，評估及規劃整合 UAV 與測量車系統，並將現階段已應用的重要實例列入規劃項目。最後，探討 UAV 未來發展趨勢與潛力。

1.2 專案流程

圖 1.2 為本專案流程，為達到前述評估分析目的，本專案包含下列 5 個工作項目：

1. UAV 規劃與設計及機電整合

設計定翼型與旋翼型 UAV 之功能，以及其感應器機電整合架構，說明各種功能所需的硬體設備規格。

2. 相機選定與率定

就本專案任務需求選定適合的相機，而為了瞭解該鏡頭之透鏡畸變、焦距與像主點等內方位參數，須率定相機鏡頭參數，以便在後續進行三維坐標量測時可自動修正其系統性誤差。

3. UAV 空拍作業

於空拍行前完成空域申請、合法性確認、拍攝路線規劃項目。分別以定翼型 UAV 及旋翼型 UAV 進行空拍任務，其後就其監測之困難點提出解決方案，改善定翼型及旋翼型 UAV 之空拍技術。

4. UAV 空拍影像處理

完成不同航高的 UAV 空拍影像之後製處理工作，包含空中三角、正射糾正、正射影像鑲嵌、幾何糾正、影像快速拼接作業，並將成果加以展示。

5. UAV 與測量車 MMS 整合規劃

規劃地面測量車硬體整合平台開發事宜，說明所需的硬體設備規格。其後方針對多元感測器整合平台之開發進行探討，研析多感測器的同步機制、MMS 作業流程，以及評估與比較不同平台整合的可能性。進而提出可行的 UAV 與測量車整合方案，詳述其整合程序與應用範例。

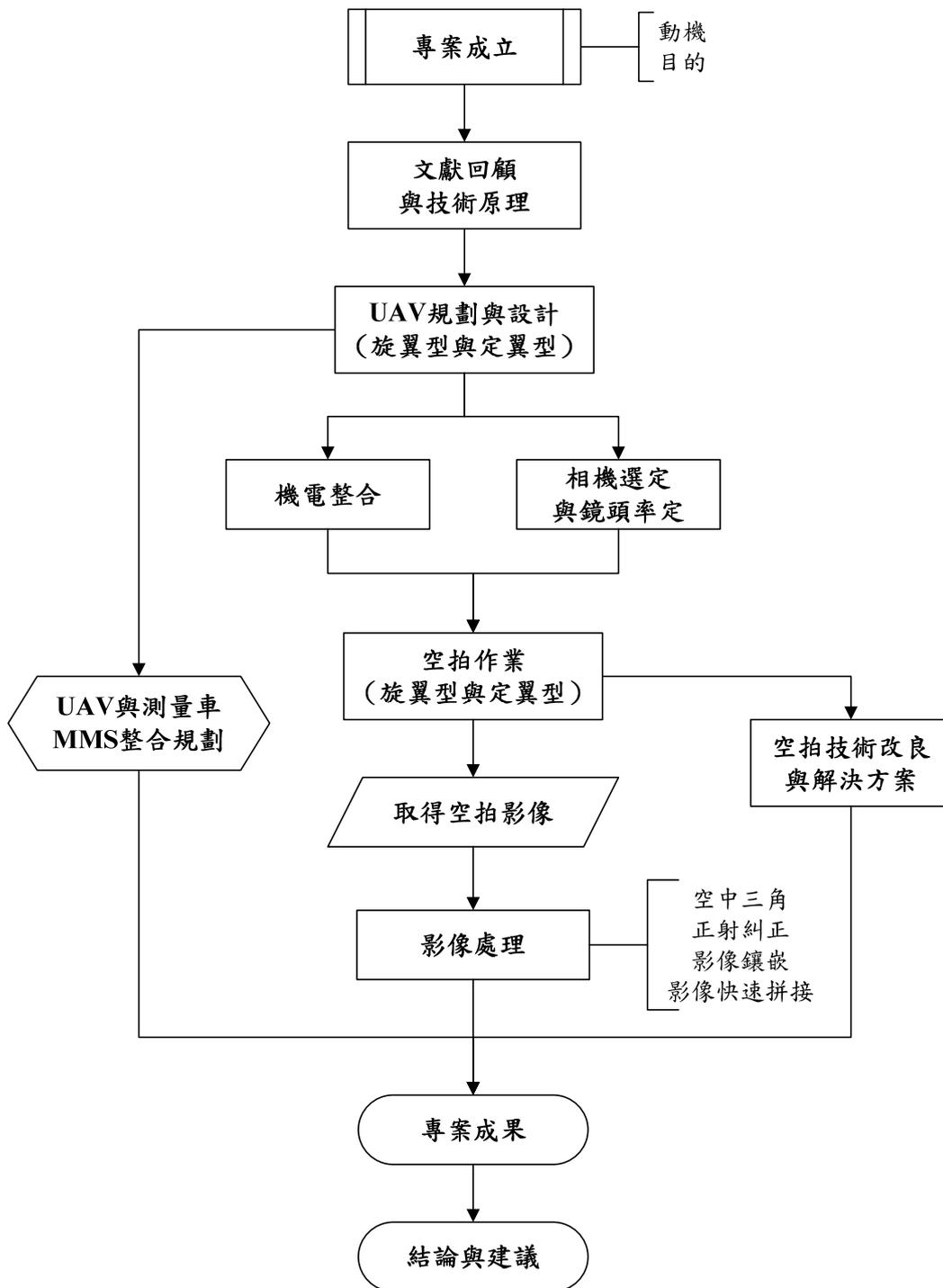
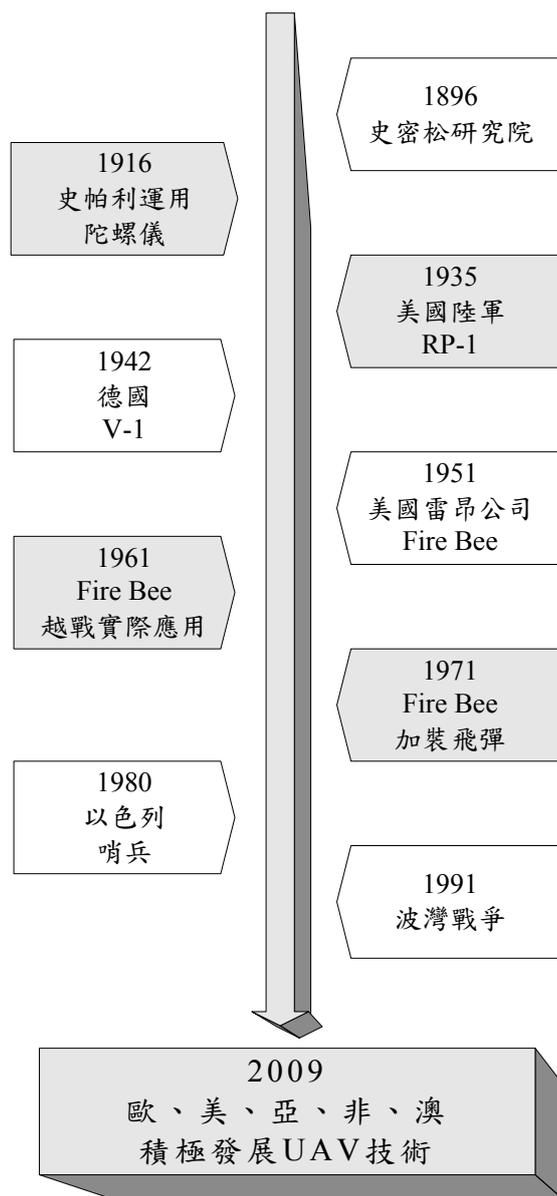


圖 1.2 專案流程圖

第2章 文獻回顧與技術原理

2.1 UAV 發展之沿革

圖 2.1 為 UAV 發展之簡史圖，發展至今已經超過百餘年的歷史。



(編修自：王聰榮，2006)

圖 2.1 UAV 發展簡史圖

UAV 的發軔可回溯至第二次大戰之前，早在 1896 年，美國史密松研究院的山姆藍利，已設計出翼展 4 公尺長之小飛機，飛行距離約為 1 公里，隨後在美國海軍的支持下，史帕利成功地運用了陀螺儀的穩定定向性，設計出翼展 6.7 公尺與機長 4.6 公尺之 UAV，於 1918 年試飛，但可惜的並未試飛成功。

而真正成功應用遙控技術的 UAV，是在 1935 年由美國陸軍發展出來的 RP-1，曾經量產數架，主要供作練習靶機之用。其後至 1942 年，德國也研製出 V-1，用於載彈攻擊之用，實為後來巡弋飛彈先驅。爾後美國雷昂航空研發公司，於 1951 年正式首飛噴射動力式 UAV，其代號為火蜂(Fire Bee-BQM34)，時速可達 600 節，飛行高度 6 萬英尺，至此 UAV 的發展里程碑，正式邁入新的紀元。

1961 年美國於越戰中大量使用火蜂(147 型) UAV，執行了 3945 次任務，且回收率高達 84%，其後並持續積極發展相關研究，1971 年試裝小牛飛彈，用於搜尋地對空飛彈發射系統。1980 年以色列亦於 UAV 領域中有了大幅進展，其主要為空中情資蒐集，以即時回傳方式，與後方攻擊部隊連成一線，提供了最具機動性與攻擊性之網絡。1991 年波灣戰爭，更將 UAV 的技術推向更高階的發展，UAV 定位精準可提供火炮定位之用，1999 年的科索夫戰役更發展出影像即時傳輸技術，達到更深入的監測與更精準的情資。

2000 年之後，世界各國競相發展 UAV 技術，儼然成為 21 世紀航太工業的新興產業，隨著相關技術的開發，使用上也不再局限於軍事應用一途，在民生運用與太空探測中，得到了更廣域的用途，以民生而言，可分為如下數種：

1. 環境監測：舉凡陸、海、空域的環境監測或監控，本專案即屬此種。
2. 氣象監控：蒐集氣流、大氣變化之相關資訊。例如，臺大大氣系之 Aerosonde 觀測颱風計劃。
3. 即時救災：於災害發生時，進入災區執行搜救任務與災害狀況資料蒐集。例如，卡崔那颶風災區搜救。

時至今日，各國的 UAV 發展已十分蓬勃，圖 2.2 為全球 UAV 發展圖，可看出歐洲各國的發展密度相當高，可見其對 UAV 技術的重視。而亞洲國家亦積極研發，中、日、印、泰、新、南韓等 16 個國家均有其擅長之處。

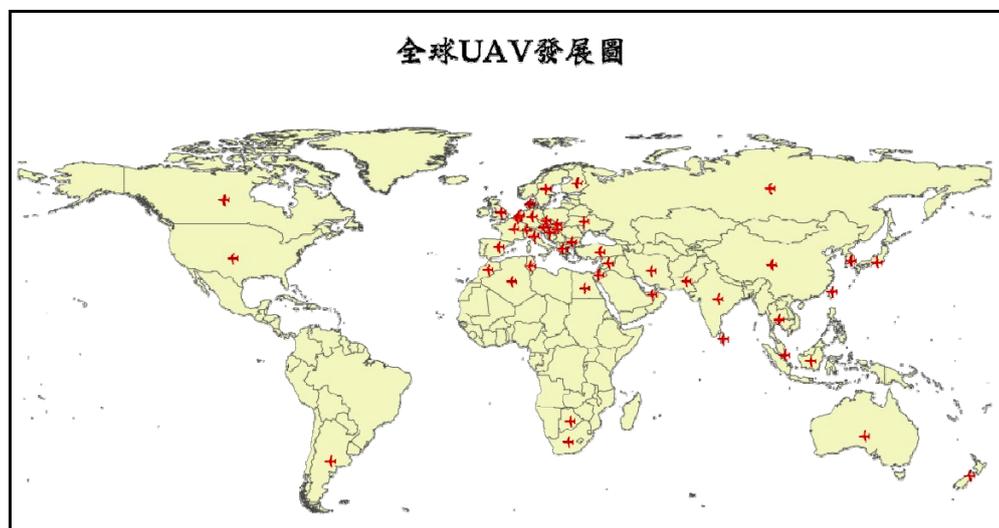


圖 2.2 全球 UAV 發展圖

表 2.1 為國際間 UAV 發展現況。將 UAV 略分為六大項目加以比較，藉以比較各國研發項目長短之處，可以發現目前較具完整研發項目的國家，仍是以歐洲、美國、德國、英國較為領先，尤其以歐洲各國的發展與應用最為成熟與興盛。

表 2.1 國際 UAV 發展現況

種類	迷你型	戰術型	船載型	滲透情蒐型	MAE / HAE
北美洲					
加拿大	<i>Silver Fox</i>	Sperwer			<i>JUSTAS</i>
墨西哥		Vanguard (ESS)			
美國	Dragon Eye, FPASS, Scan Eagle, Silver Fox	Shadow 200/ Hunter/Pioneer	Neptune, Eagle Eye	<i>NUCAS</i>	Predator/Warrior Global Hawk
南美洲					
阿根廷		Lipan		Bigua 2 (Mirach100)	

澳洲&紐西蘭					
澳洲	Skylark	JP 129			Global Hawk
紐西蘭	DTA project				
亞洲					
中國		ASN-206		Chang Hong 1	
日本		Rmax			
南韓	Durumi	R4E Sky Eye/KAL project	KARI project		KAI project
新加坡		Searcher/Scout			
台灣		Kestrel II			
印度		Searcher II			Heron
伊朗		Mohajer II			
以色列		Searcher/Scout			Hermes 450
非洲					
阿爾及利亞		Seeker			
埃及		R4E Sky Eye	Camcopter	Scarab	
南非		Seeker/Vulture			Bateleur
歐洲					
奧地利		AT-1/AT-2 Aspic			
比利時		B-Hunter			
保加利亞		Vigilant F2000			
克羅埃西亞 共和國		BLSB Bird			
捷克		Sojka		Tu-143	
丹麥		Sperwer			
芬蘭		Ranger			
法國	Tracker	Crecerelle/ Hunter		CL-289/ Neuron	Eagle 1
德國	Luna	Brevel	Seamos	CL-289 /Neuron/Barrakuda	Eurohawk
希臘		Sperwer		Neuron	
義大利		Mirach 26		Sky-X / Neuron	Predator
荷蘭		Sperwer			
羅馬尼亞		Shadow 600		Tu-143	
俄羅斯		Yak-61		Tu-141/Tu-143	
西班牙		Alo			
瑞典		Ugglan/ Vanguard		SHARC / Neuron	
瑞士		Ranger		Neuron	
烏克蘭		Remez 3/ Albatros 4		Tu-141/ Tu-143	
英國	Scan Eagle	Phoenix		Raven	Watchkeeper 450

(資料來源：UAV Forum)

2.1.1 UAV 之分級與應用

1. UAV 之分級

軍用 UAV 的分級主要由重量來區分，根據不同的重量可劃分為表 2.2 各量級。

表 2.2 軍用 UAV 分級

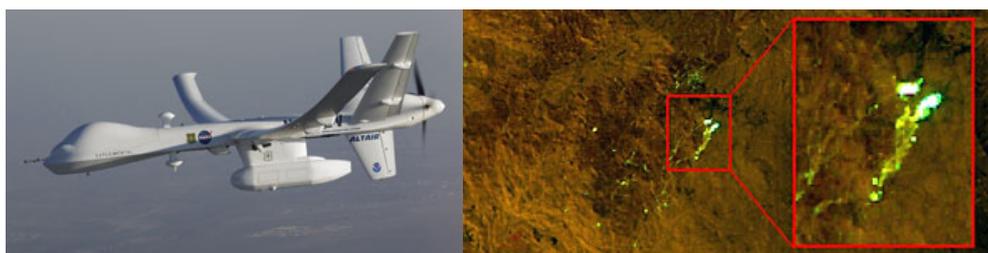
量級	代表 UAV	參考圖片	重量範圍 (lb)	飛行高度 (ft)
HALE 高空長滯空	RQ-4 Global Hawk		1,000~30,000	>60,000
MALE 中高度長滯空	RQ-1 Predator		1,000~30,000	18,000~60,000
Tactical 戰術型	RQ-7 Shadow-200		30~ 1,000	1,500~18,000
Mini 迷你	ScanEagle		2~30	100~10,000
Micro 微型	BATMAV		< 2	0~500

除了上述以載具的重量來分類外，另有以航程與作業距離作為分類的方式，引述維基百科中對 UAV 的分類描述：近距離 UAV 搭載 5 公斤以下酬載於低高度飛行 5 公里距離；短距離 UAV 則將飛行距離增加至 20 公里，以上兩種 UAV 常稱小型 UAV (Small-UAVs) 或迷你 UAV (Mini-UAVs)。更小的微型 UAV (Micro Aerial Vehicle, MAV) 指翼展 0.5 公尺以下，飛行距離至多 2 公里。戰術 UAV 則至少具有 20 小時的飛行時間，視任務而定，升限至少 5486.4 公尺 (18,000 呎)。無人作戰空中載具UCAV (Unmanned Combat Aerial Vehicle) 則是具備類似攻擊機的性能。

本專案所使用的 UAV 命名為 DoDo Pro，起飛重量約 25 公斤(約 55 英鎊)，主要飛行高度約在 6000 英呎 (約 1.8 公里)，任務操作距離約 20 公里，就上述兩種分類方式而言，均可劃分於迷你 (Mini) UAV 量級當中。

2. UAV 之應用

以往 UAV 多運用在軍事領域上，而在美國及以色列軍方成功使用後，各國針對 UAV 的研究與日遽增，初期仍偏重於軍事用途上，相對地在非軍事的應用上則十分罕見。不過近幾年來由於其機動性、廉價性及穩定性提高，其在民生相關用途上已有了大幅度進展，而為了因應需求，多種形式用途的 UAV 也正逐步推出，應用領域從軍事監視、情資偵察、攻擊或演習用靶機、誘餌，民間則有氣象資料蒐集、災害現地勘災、電信中繼，還有各種地球科學方面的研究等 (如圖 2.3、圖 2.4)。



(資料來源：NASA)

圖 2.3 地球科學調查用 UAV (左) 與其夜間空拍照片 (右)



(資料來源：AEROSONDE Company)

圖 2.4 越洋型 UAV (左) 與其空拍照片 (右)

以美國為例，由於其 UAV 發展歷史最為悠久，故運用的單位非常廣泛，包含了土地管理（如美國農業部、內政部）、商業開發（如貨運、作物噴灑公司）、地球科學（如美國太空總署、環保局）及區域安全（如美國國土安全部、移民與海關執行單位）等領域，而民間的 UAV 公司亦蓬勃發展（圖 2.5）。

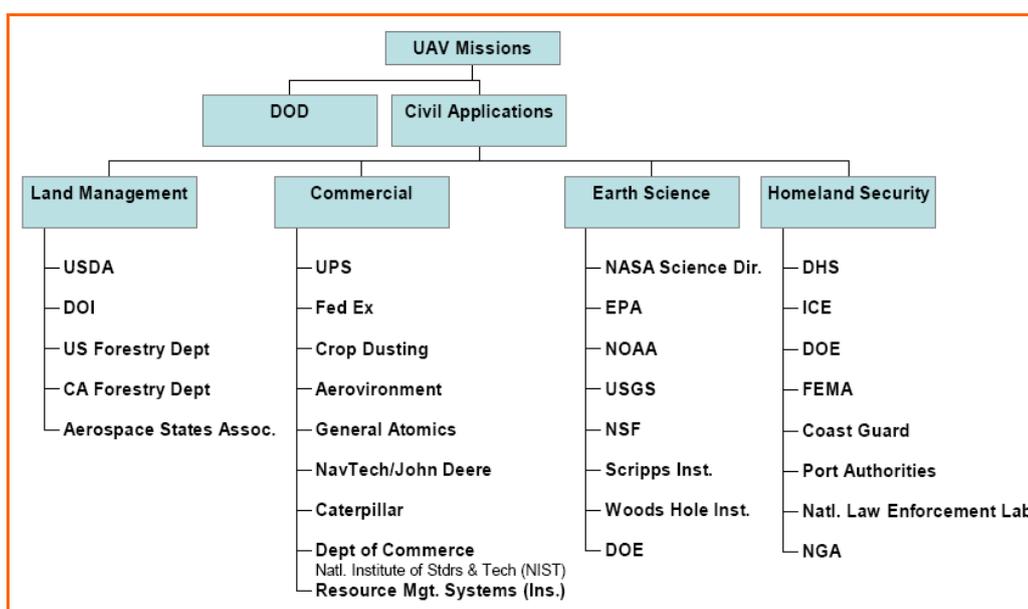


圖 2.5 美國於非軍事運用的 UAV 應用領域及單位

譬如由 Insitu 公司於 2004 年推出 SeaScan 號 UAV (圖 2.6)，主要用於漁業監測、海洋監測、氣候調查、海流追蹤與海洋巡防等應用，其酬載為可動平台之攝影機，它可以轉動的角度為 45 度內，乃依照不同攝影需求可動態調整其拍攝角度，大大地增加了監測能力，尤其在海面上仰角拍攝將比垂直地面得到更有分析效益的畫面，亦或是用於橋墩、道路等監測應用，目前也同時推出許多款的 UAV，包含了陸地監測、地球科學調查與自動導航等類型，提供了諸多不同領域應用之實例。



SeaScan 特性	
最大起飛重量	37.9 lb / 18 kg
有效載荷	13.2 lb / 6 kg
滯空時間	15 hours
飛行高度	16400 ft / 5000 m
最大速度等級	70 knots / 36 m/s
巡航速度	49 knots / 25 m/s
翼展	10.2 ft / 3.1 m
機身直徑	7.0 in / 0.2 m
機身長	3.9 ft / 1.2 m

(資料來源：美國 Insitu 公司)

圖 2.6 SeaScan UAV

最廣為國人熟悉的 UAV 莫過於 AEROSONDE 的 Mark-III (圖 2.7)，該公司設立於美國，在澳洲政府的贊助之下，前往澳洲設立分公司以進行設計與生產，2006 年與美國颶風研究中心的合作，獲得了良好的成效，該計畫運用 Ocean Crossing 此款飛機，使其進入颶風圈蒐集其強度、速度、壓力與溼氣相關資訊，再以這些資訊，進而研判颶風之強度及速度，不僅可作為氣象預報之用，更能作為災害預警發布的研判依據。

而類似的氣象觀測計畫，我國已於 1998 年，在國家科學委員會主導下開始執行，首先由中央氣象局已引進五架飛機，隔年台灣大學大氣科學系再購入

四架，進而開始執行探空觀測颱風計劃，所規劃的 15 個航次中扣除飛行時數為 0 者，共執行了 12 次監測任務（表 2.3），總計累積了 58 小時，期間經歷 7 年的研發與實際經驗累積，厚植了我國 UAV 於氣象觀測的能量。目前該團隊也正計畫朝自行發展為主軸，並繼續推動 UAV 天氣觀測，以持續拓展 UAV 在環境監測上的應用。



AEROSONDE Mark-III 特性	
機翼長度	2.85 m
重量	14 kg
引擎油品	24 cc/ 95 無鉛
對空巡航速度	18~32 m/s
定位	GPS
操控範圍	150/2880 km
有效高度	6000m
滯空時間	30 hrs
資料傳輸	UHF /Iridium

（資料來源：AeroSonde 公司）

圖 2.7 AEROSONDE Mark-III UAV

表 2.3 AEROSONDE Mark-III 颱風探測作業飛行航次

航次	飛行時數	颱風名稱	航次	飛行時數	颱風名稱
1	10	雅吉	9	0	南卡
2	3	奇比	10	0	尹布都
3	1	尤特	11	3	妮坦
4	1	潭美	12	3	康森
5	5	利奇馬	13	12	海棠
6	5	海燕	14	3	卡努
7	1	雷馬遜	15	11	龍王
8	0	柯吉拉			累計時數：58 小時

（林博雄等，2005）

以上所論述之飛機均為定翼型 UAV，而旋翼型 UAV 的發展亦有相當的進步，以日本山葉發動機株式會社為例，該公司於 1980 年接受農林省下屬農林水產航空協會之委託開始研發，直到 1987 年發表首款機型，此後持續修改研發並增進其性能，2000 年公開發表自動導航機種，而在建設省土木研究所之委託，進行北海道有珠山的災害觀測與三宅島的火山監測（圖 2.9），達到了實際運用的目標。目前最新機種為 2003 年發表的「RMAX Type II G」（圖 2.8），主要特點在於節省農業事務成本，大幅提升農業方面之運用，如：噴灑農業或肥料、植物生育觀察、播灑種子等應用。由此可得知自動導航 UAV 為未來之主要趨勢，而其應用也將隨之愈來愈廣泛。



圖 2.8 Yamaha RMAX Type II G



（資料來源：山葉發動機株式會社）

圖 2.9 三宅島火山監測成果

表 2.4 說明 UAV 已廣泛地被各領域應用，龐大的應用市場，使 UAV 遙測成為頗具潛力的技術。

表 2.4 UAV 應用領域彙整

應用類別	敘述
空間資訊	航空攝影、DEM、正射影像、製圖應用、地物屬性分類與調查、3D-VR 實景等
軍事運用	即時戰場偵察與監視、目標追蹤、通訊中繼、反潛、電子對抗與干擾、砲火校正、雷達誘餌、航路偵查、敵防空網壓制、防砲射擊、戰鬥訓練用靶機、醫療藥品前線支援與傳單散佈等
海岸防衛	偷渡及緝私、國境海岸監控等
環境監測	海洋汙染監控、大氣天候研究、地質探勘研究、國土開發、地表探測等
科學應用	候鳥觀測與追蹤、氣動力、結構、控制等實驗平台等
農/漁業應用	農、林、牧業管理、農藥噴灑、病蟲害防治、漁業資源研究等
交通控制	進出港船舶管理、公路即時流量監控與管制等
危險任務	天災如水災、火災、油汙、核汙染等監控與救援
娛樂應用	商業攝影記錄、特技拍攝、通訊中繼與廣告等
其他	其他各種應用

2.1.2 整合 UAV 於空間資訊技術之實例

2008 年德國羅斯托克大學 (Rostock University) Grendörffer 等人利用微型 UAV (UAV 機載小於 5 Kg) 來快速獲得影像。以地面控制點、內方位資料、GPS/INS 資料、數值高程模型進行正射處理，該正射流程又區分為手動、半自動到全自動 (圖 2.10)。研究中測試三個區域為 M1、M2 與 W1，隨著所用消費型相機之鏡頭畸變差之差異，其精度可從公尺到公分級 (表 2.5)。

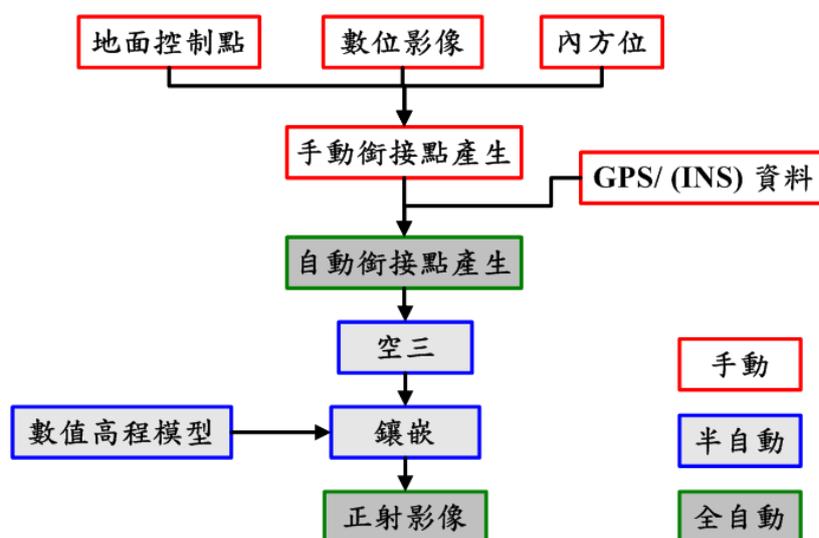


圖 2.10 Grendörffer 之 UAV 航空製圖流程

表 2.5 Grendörffer 之 UAV 航空製圖精度分析圖

	M1	M2	W1
No. of images	17	45	11
Ground resolution GSD [m]	0.07	0.08	0.08
No. GCPs	6	20	16
No. of Tie Points	290	1100	384
Total RMS [Pixel]	4.62	1.43	0.38
Residuals			
GCP X [m]	0.37	0.14	0.04
GCP Z [m]	0.58	0.27	0.03
Image coordinate X [Pixel]	6.44	1.54	0.37
Image coordinate Y [Pixel]	7.75	1.17	0.54

2008 年瑞士 Eugster, H.與 Nebiker, S.等人利用 Microdrones md4-200 型號 UAV (圖 2.11), 擷取建物側面影像作為建物外觀自動貼圖 (圖 2.12), 建立虛擬實境系統 (圖 2.13), 藉此獲取影像之空間資訊 (圖 2.14)。



圖 2.11 Microdrones md4-200 型號 UAV

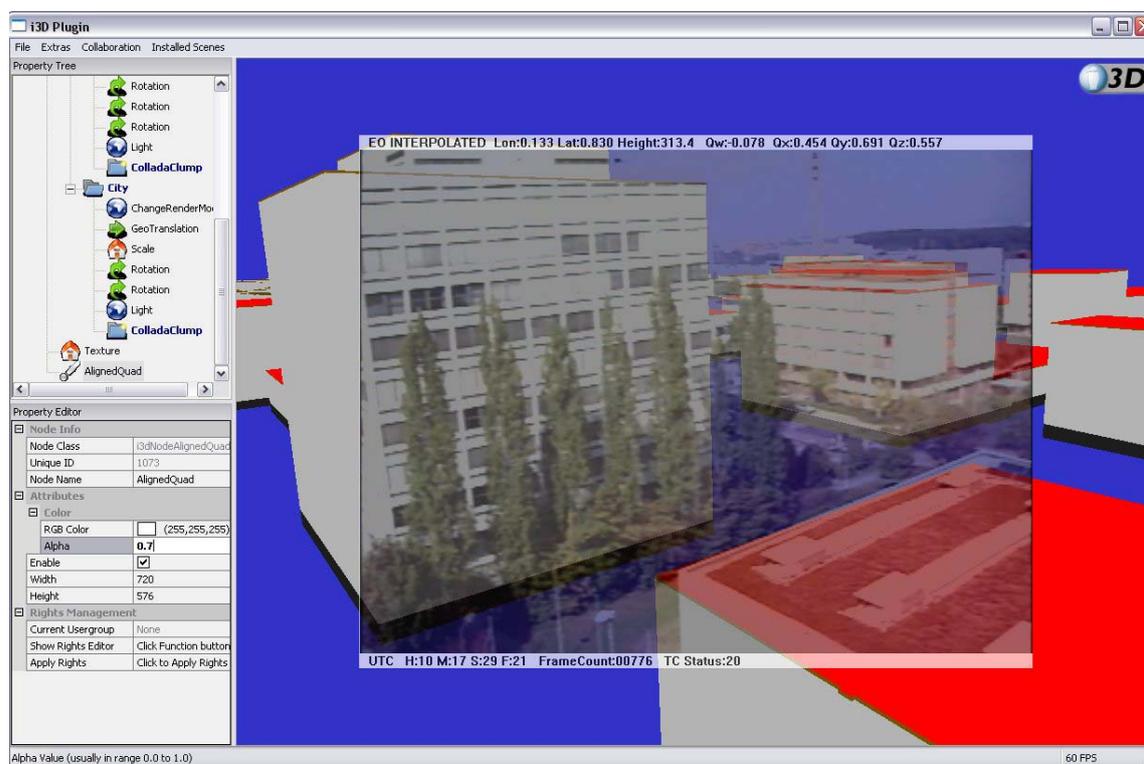


圖 2.12 建物自動貼圖系統



圖 2.13 虛擬實境系統

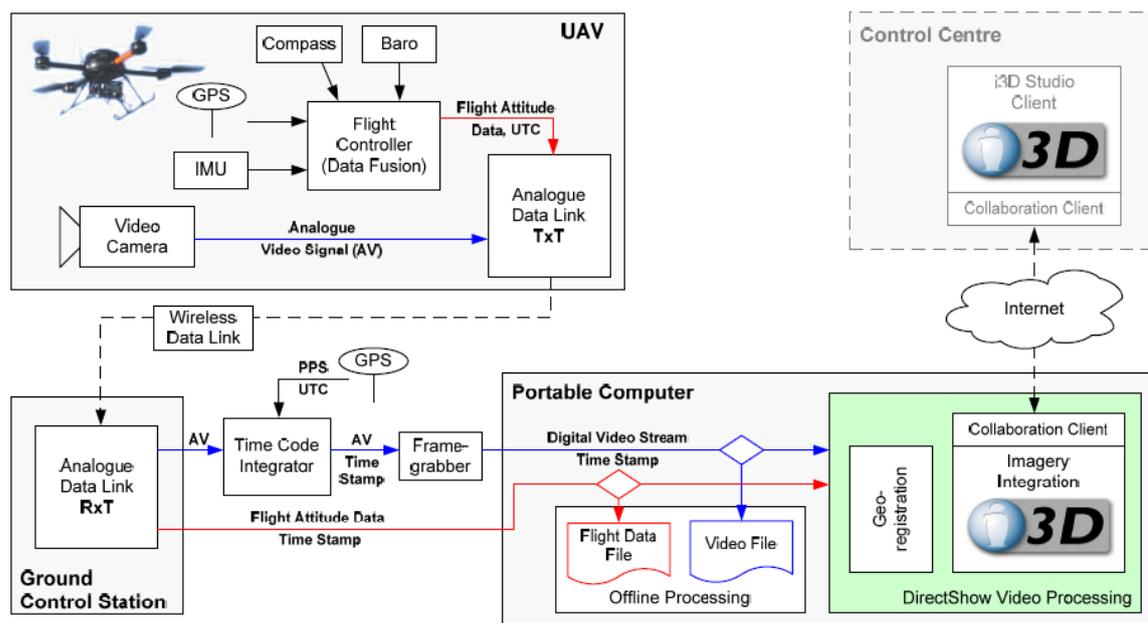


圖 2.14 UAV 影像空間資訊獲取流程圖

2004 年 Eisenbeiss, H. 曾利用旋翼型 UAV 拍攝 1/7000 比例尺相片，並且製作正射影像與 DTM。2005 年 Eisenbeiss, H. 進一步應用旋翼型 UAV 於考古區域萃取 DTM (圖 2.15)，並且與 Lidar 資料相互比較。2006 年 Eisenbeiss, H. 則將旋翼型 UAV 應用在玉米田資料之萃取，結果顯示應用微型 UAV 獲取小區域測站影像具有非常高的效率。



圖 2.15 考古區域正射影像

2008 年美國運輸部利用旋翼型 UAV 系統來獲取影像，並採自動化程序進行特徵萃取與測量，以評估公路狀況 (圖 2.16)；同年 Haarbrink, R. B 與 Eisenbeiss, H. 則利用旋翼型 UAV 來勘測地球科學數據，分別在荷蘭的高速公路、瑞士的玉米田與岩石崩落區等地，獲取 2 公分之無縫正射影像、3D 地形圖，以及每平方公尺約有 50 點密集的 DSM 資料，其相對點精度在平面方向優於 2 公分，在垂直方向優於 4 公分。

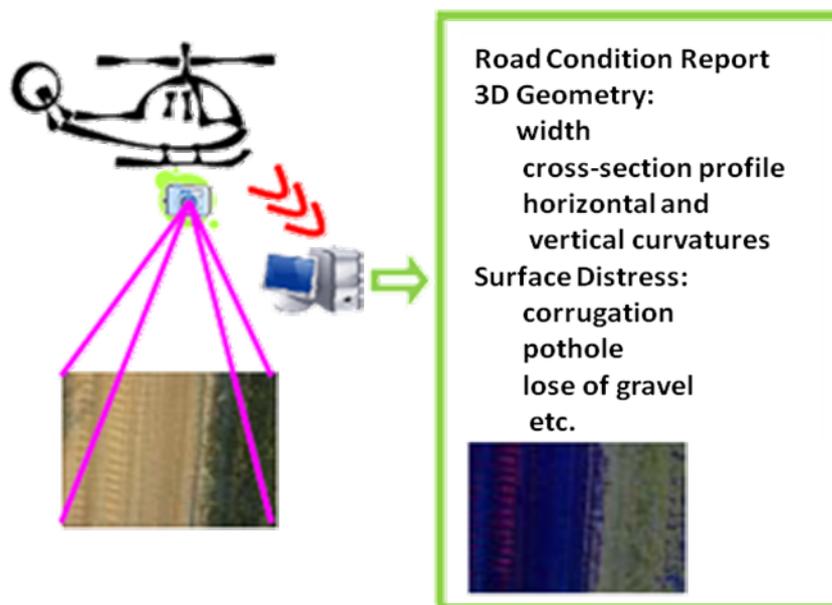


圖 2.16 資料萃取示意圖

此外，由義大利 ITHACA (Information Technology for Humanitarian Assistance, Cooperation and Action) 所發展的 UAV，亦被應用於天然災害監測，說明了不一定需要依靠遙測衛星，亦可快速地進行災區的災況調查 (Bendea, et al., 2008)，由 Politecnico di Torino and World Food Programme (WFP) 所發展的 ITHACA 計畫，即應用於災害管理 (Bendea, 2007)。藉由分析所取得的影像資訊，可分辨地區內何處為陸地、河川、是否有大量積雪等，因此若有暴風雪發生，可於事後及時了解影響的範圍。此外，也可藉由搭載不同的感測器，應用於如森林大火相關火源的偵測、山坡地崩塌等情形。

2.2 UAV 之技術與原理

2.2.1 定翼型 UAV 之飛行設計原理

除了少數特殊形式的 UAV 外，大多數定翼型 UAV 都由機翼、機身、尾翼、起落裝置和動力裝置五個主要部分組成，如圖 2.17（以下編修自網路資料 <http://www.mx3g.com/yaokongjichu/200806/22-236.html>）：

1. 機翼：機翼的主要功用是產生升力，以支持飛機在空中飛行，同時也起到一定的穩定和操作作用。在機翼上一般安裝有副翼和襟翼，操縱副翼可使飛機滾轉，放下襟翼可使升力增大。機翼上還可安裝發動機、起落架和油箱等。不同用途的飛機其機翼形狀、大小也各有不同。
2. 機身：機身的主要功用是裝載乘員、旅客、武器、貨物和各種設備，將飛機的其他部件如：機翼、尾翼及發動機等連接成一個整體。
3. 尾翼：尾翼包括水平尾翼和垂直尾翼。水平尾翼由固定的水平安定面和可動的升降舵組成，有的高速飛機將水平安定面和升降舵合為一體成為全動平尾。垂直尾翼包括固定的垂直安定面和可動的方向舵。尾翼的作用是操縱飛機俯仰和偏轉，保證飛機能平穩飛行。
4. 起落裝置：飛機的起落架大都由減震支柱和機輪組成，作用是起飛、著陸滑跑，地面滑行和停放時支撐飛機。
5. 動力裝置：動力裝置主要用來產生拉力和推力，使飛機前進。其次還可為飛機上的其他用電設備提供電源等。現在飛機動力裝置應用較廣泛的有：航空活塞式發動機加螺旋槳推進器、渦輪噴氣發動機、渦輪螺旋槳發動機和渦輪風扇發動機。除了發動機本身，動力裝置還包括一系列保證發動機正常工作的系統。

除了這五個主要部分外，根據飛機操作和執行任務的需要，還裝有各種儀錶、通訊設備、領航設備、安全設備等其他設備。

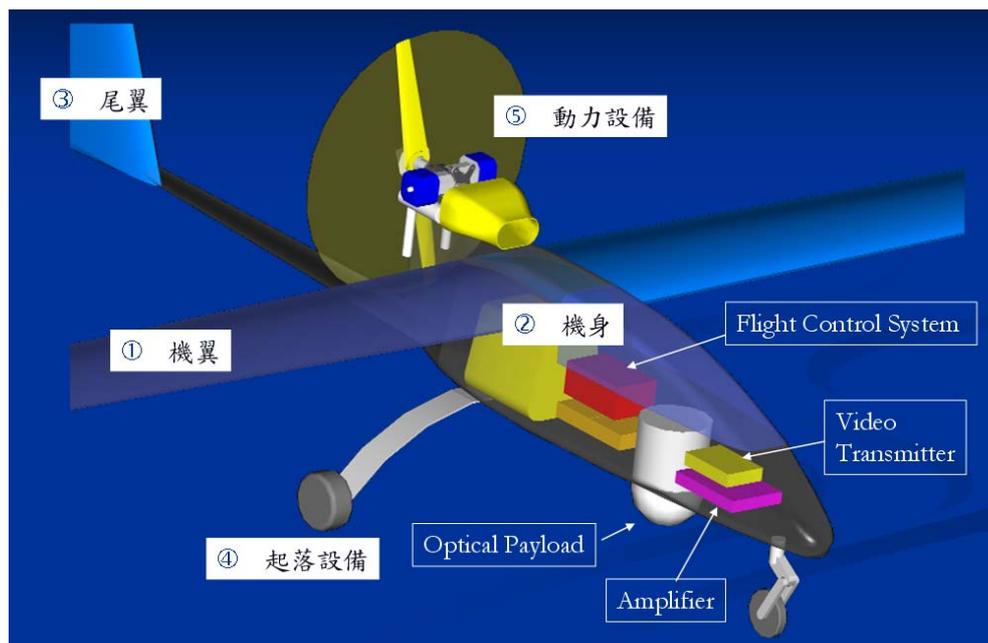


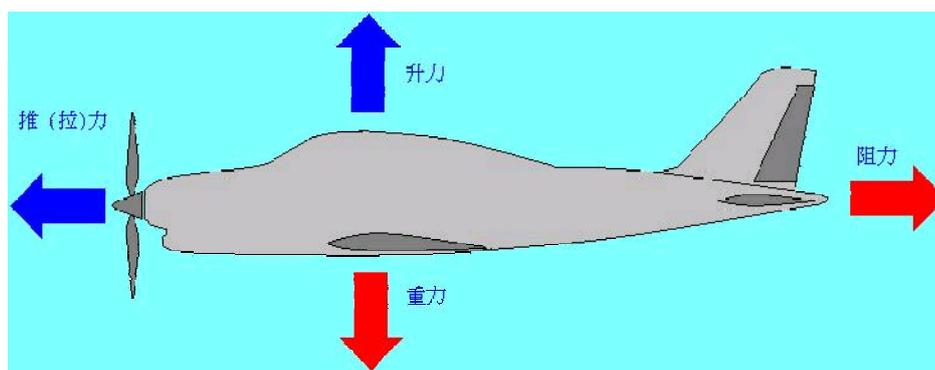
圖 2.17 定翼型 UAV 載具本體主要配置

在瞭解定翼型 UAV 飛行的原理前，必須認識空氣流動的特性。流體在流動中，不僅流速和管道切面相互聯繫，而且流速和壓力之間也相互聯繫，即空氣流動的基本規律：流體連續性定理和伯努利定理。（以下編修自網路資料 <http://www.mx3g.com/yaokongjichu/200806/22-236.html>）

1. 流體的連續性定理：當流體連續不斷而穩定地流過一個粗細不等的管道時，由於管道中任何一部分的流體都不能中斷或擠壓起來，因此在同一時間內，流進任一切面的流體的質量和從另一切面流出的流體質量是相等的。
2. 伯努利定理：流體在一個管道中流動時，流速大的地方壓力小，流速小的地方壓力大。

飛機的升力絕大部分是由機翼產生，尾翼通常產生負升力。對照圖 2.18 說明，空氣流到機翼前緣分成上、下兩股氣流，沿機翼上、下表面流過，在機翼後緣重新匯合向後流去。機翼上表面比較凸出，流管較細，說明流速加快，壓力降低；而機翼下表面，氣流受阻擋作用，流管變粗，流速減慢，壓力增大，於是機翼上、下表面出現了壓力差，垂直于相對氣流方向的壓力差的總和就是機翼的升力。

機翼升力的產生主要靠上表面吸力的作用，而不是靠下表面正壓力的作用，一般機翼上表面形成的吸力占總升力的 60-80%左右，下表面的正壓形成的升力只占總升力的 20-40%左右。



(<http://data.cses.tcc.edu.tw/lifetype/gallery/27/%E9%A3%9B%E8%A1%8C%E5%8A%9B%E5%AD%B8.JPG>)

圖 2.18 定翼型 UAV 的力學平衡

2.2.2 旋翼型 UAV 之飛行設計原理

一般常見的直昇機由機身、主旋翼、尾旋翼、發動機、尾翼以及起落架等部分組合而成。主旋翼裝置在機體上方垂直旋翼軸上，由發動機經變速箱等齒輪機構驅動，提供機體向上升力。同時利用傾斜盤（swashplate）來調整主旋翼面的傾斜角，以產生升力大小及縱向、橫向水平分力的變化，達到控制直昇機上下、前後和左右運動的目的，使其既能上升下降，空中停懸，又能向水平任一方向飛行。

由於旋翼旋轉所產生的升力方向與旋翼的旋轉面垂直，因此我們可以利用傾斜盤來調整旋翼面的傾斜角，使主旋翼產生的作用力方向改變，藉以控制直昇機改變姿態或產生各種不同的運動方式。而當主旋翼在旋轉時，葉片會受到升力、離心力和重力的作用—升力欲使葉片向上舉起；離心力使葉片盡可能向外伸直；重力則使葉片下垂，當這三個力達成平衡之後，葉片會保持一向上的角度，因此在旋轉中的旋翼看起來就像一個倒立的三角錐（圖 2.19），而定翼型 UAV 也有類似的現象。

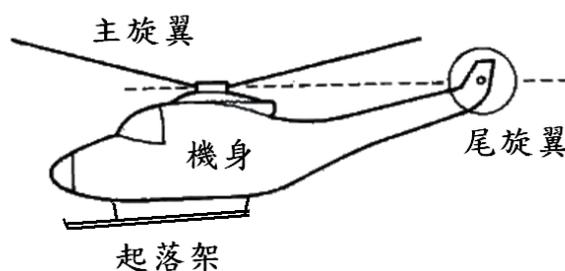


圖 2.19 旋翼似倒立的三角錐

而主旋翼每一個葉片所產生的升力都可以分成水平和垂直分量，所有的水平分量互相平衡，垂直分量的總和即為主旋翼產生之升力，且垂直於上述之倒三角錐的底面。若改變引擎的出力以及旋翼葉片的槳距，便可以改變主旋翼升

力大小，使直昇機上升或下降。如果此三角錐相對於機身傾斜，例如向前傾斜，升力亦隨之前傾，對機體形成下俯力矩，使機頭下俯，同時升力的向前水平分量促使直昇機向前運動；同理，若使其向側邊傾斜，直昇機將朝側向滾轉。直昇機的基本運動方式，如圖 2.20 所示。

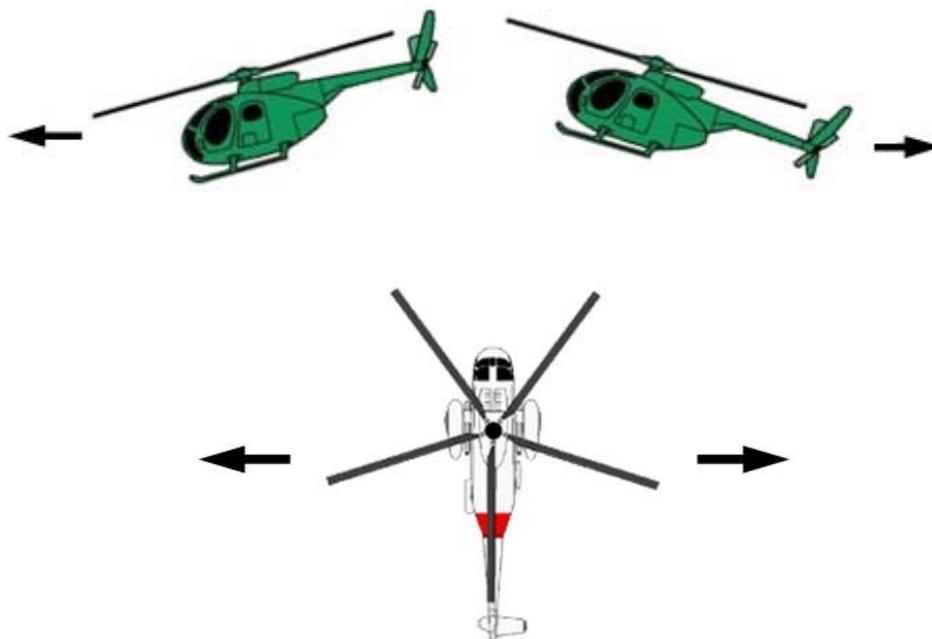


圖 2.20 旋翼左飛及右飛示意圖

直昇機在前進飛行時，主旋翼葉片在前進邊 (Advancing Side) 和在後退邊 (Retired Side) 所具有的相對空速不同，使得兩邊所產生的升力大小不同，故直昇機將朝升力較小的一側滾轉。針對這個問題，可在旋翼葉片靠近旋轉軸的地方加上鉸鏈 (Hinge) 後，便形成具有可動關節葉片 (Articulated Blade) 的旋翼系統，這樣的旋翼允許葉片進行上下撲擊 (Flapping) 的運動，進而平衡葉片在前進邊和後退邊產生的不同升力，翼葉片除了上下撲擊外，另有二個自由度的運動，分別為前後擺動 (Lead-lag/Hunting) 和槳距變化 (Pitch/Feathering)。

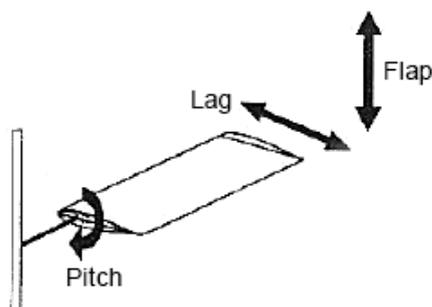


圖 2.21 旋翼葉片的三個自由度

要使直昇機真正飛行前仍有一個大問題必須解決，那就是主旋翼在引擎驅動下旋轉時，會伴隨產生一反扭力矩，機體在此反扭力矩的作用下會繞著主旋翼打轉。為了解決這個問題，數種不同的直升機機構便被提出，運用翼端推進旋翼、同軸旋翼、側置雙旋翼或是前後雙旋翼都能有效的解決反扭力矩的問題，一般最為常見的就屬單旋翼式直昇機，在直昇機上加上尾旋翼，使其產生的力矩和主旋翼產生的反力矩相互抵消來解決這個問題。如此，機身就可以保持水平，不會旋轉。若要使直昇機產生航向變化 (Yawing)，只要改變尾旋翼推力大小及尾旋翼之攻角即可。

小型旋翼型 UAV 中最複雜的架構莫過於旋翼頭的設計，此與一般大型載人旋翼型飛機有所差別，從下圖可清楚看見其差別，左圖為載人 R-22 直昇機，右圖為一般小型旋翼型 UAV，由圖中可發現其最大差異在多了一穩定平衡翼。



圖 2.22 R-22 載人旋翼型飛機 (右) 與小型無人旋翼型飛機 (左)

大部份直昇機不是依靠昇降舵、副翼和方向舵等舵面來控制直昇機的姿態，而是以改變主旋翼角度及尾旋翼推力（或拉力）來滿足飛行時的各種姿態變化。俯視主旋翼旋轉面，其向下鼓動之氣流稱為「下洗氣流」(DOWN WASH)，而產生升力，當升力大於機體重量，便可離地飛行（圖 2.23）。偏航的動作，則是藉由增加/減小尾旋翼攻角使翼片受風面積改變進而影響其推力（或拉力）大小（圖 2.24）。

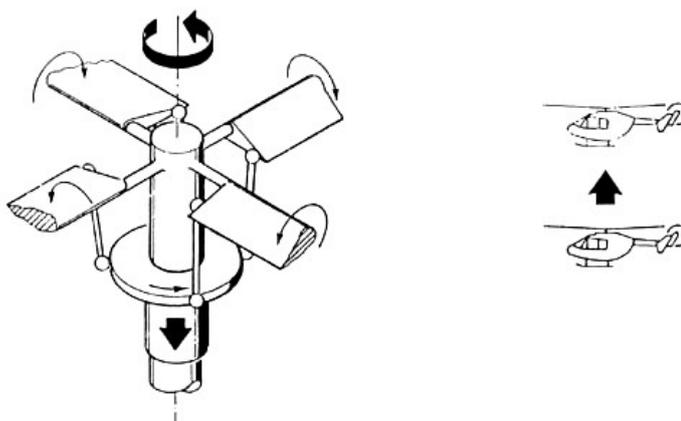


圖 2.23 旋翼型 UAV 上升示意圖

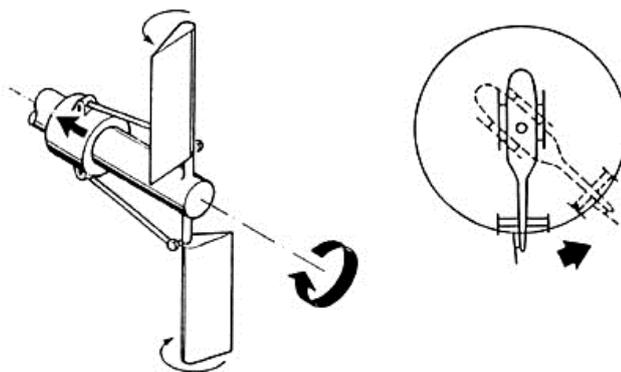


圖 2.24 旋翼型 UAV 旋轉示意圖

直昇機的俯仰和滾轉也是因傾斜盤的作用方向改變而獲得相對推力，驅使動作。例如：旋轉面向左/右傾斜，下洗氣流向右/左作用，於是直昇機得以滾轉作動。一樣的原理，旋轉面向前/後傾斜，下洗氣流反方向作用，於是直昇機得以俯仰作動；當然的，若此旋轉面持續「不平衡」，直昇機便會朝反方向動作，這亦是為什麼直昇機在高速爬昇時，機首卻朝下的原因（圖 2.25）。

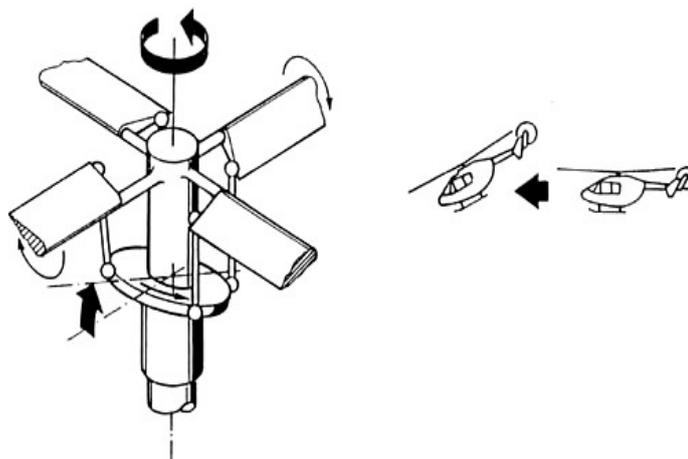


圖 2.25 旋翼型 UAV 前進示意圖

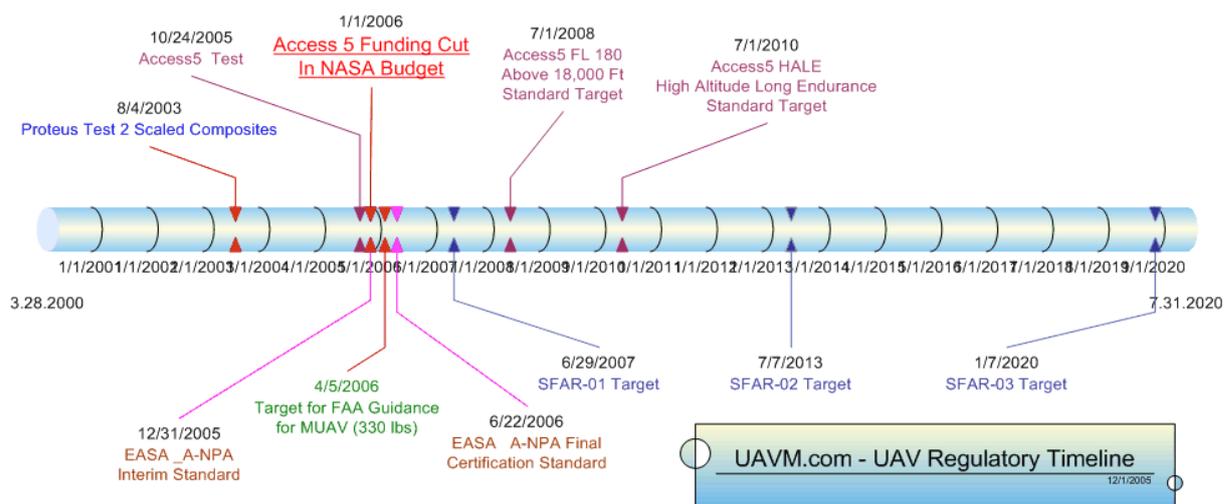
2.3 UAV 飛航相關法令規定說明

2.3.1 國外 UAV 飛航相關法令規定

UAV 應用可分為軍用與民用，就法規面來說，軍用 UAV 的適航認定與運作規範皆由該國之國防單位制定，須與該國民航機構進行協調。若 UAV 需於民航機航行區域進行運作，則需要另行協商。美國的駕駛員協會曾以安全理由向美國軍方抗議 UAV 航行於載人飛機空域，並主張 UAV 應與一般民航機一樣接受民航法規之約束。

調查目前世界上有明確對民用 UAV 進行規範之國家（圖 2.26），澳洲在 2001 年制定 AC101 法規之草案，約莫於同一時間，英國民用航空局也開始制定 UAV 的空域使用指導綱領。美國聯邦航空總署（Federal Aviation Administration, FAA）則在 2005 年提出了 AFS-400 UAS Policy 05-01 用以規範與定義無人飛行系統在國家空域下的運作，在這個規範下，除了軍事用途的 UAV 任務外，民用（或商用）的高空長滯空（HALE）與中高度長滯空（MALE）UAV 在試航認證與使用上，皆受到美國國防部的限制，除了特殊許可的情況下，上述與載人飛行器空域交疊之商用運用皆被禁止（詳參件附錄二之法規一文中的 Federal Aviation Administration Memorandum）。

為了使 UAV 也可以運用於一般民用航空領域，義大利阿藍尼亞公司（Alenia Aerospace）首開研究先河，美國 RTCA 公司特別委員會則在 2004 年 12 月提出，建議 SC-203 訂定 UAV 可在美國國家空域安全運作的時程，此一航空系統最低性能標準包括：UAV 指揮、管制與通訊系統，以及 UAV 感測器與迴避系統等相關規定。相較於民航適航認證，軍用 UAV 適航認證則早在 1995 年就由以色列政府頒訂。



Key

Date	Activity
8/24/2003	Scaled Composites Proteus testing of DSA Collision Avoidance at Mojave Airport - Final Report Available as PDF.
10/24/2005	Access5 Testing at NASA Dryden Flight Test Center – DSA Collision Avoidance Test 2 – Report Due soon.
12/31/2005	A-NPA from the European Aviation Safety Agency (EASA) for UAVs draft due – “Strawman Document” for FAA
1/1/2006	Access 5 Funding Cut – Final report requested by February 15th
3/1/2006	Target for new FAA Guidance for MUAVs weighing 330 lbs or less.
7/1/2006	A-NPA Final Certification Standard for UAVs over 330 lbs / 150 kg in weight operating in European Airspace. Lighter UAVs will be governed by Regulations promulgated by individual European State .
7/1/2007	FAA SFAR-01 Special Federal Aviation Regulation Target – UAV flight under Visual Flight Rules
7/1/2008	Access5 Target date for recommendations to FAA for UAV safety in US NAS at Flight level 180 (18,000 ft) target
7/1/2010	Access5 Target date for Final Standards for High Altitude Long Endurance HALE UAV flight.
7/1/2013	FAA SFAR-02 – UAV flight with DSA Collision Avoidance Technology – Target
7/1/2020	FAA SFAR-03 - Overall UAV US NAS Guidance Regulations – Unrestricted File and Fly Use of UAVs

(資料來源 www.uavm.com)

圖 2.26 UAV 法規的制定時間與未來規劃

2.3.2 國內 UAV 飛航相關法令規定

相較於國外逐漸成熟之法規制定，目前台灣並無明確的法規來規範 UAV，因此 UAV 飛行與適航認證的法源根據尚未確定。但目前民用航空局已有專門負責 UAV 飛行空域申請的窗口，因此可接受與公務相關，並由正式管道進行空域申請的 UAV 飛行任務，民用航空局與下屬執行單位（塔台、近場台）將在飛行任務執行期間共同進行管控，以維護空中交通之安全。

在實際飛行空域的劃分上，民國 96 年之前，UAV 的飛行空域被歸屬於火炮射擊空域，而在 96 年之後，UAV 的飛行被定義為 UAV 測試空域或 UAV 任務空域，相關的飛行公告將發佈予各相關飛航單位與執行單位，並由航管人員導引相關目視航線飛行員避開該空域，以有效管控載人飛行器與 UAV 的航行安全。

在臺灣上空出現的載人飛行器可分為民用與政府單位使用，民用航空器又可劃分為「固定航線」與「申請航線」。「固定航線」之航空器如國內外航線等，皆在劃定之航線內進行飛行；而「申請航線」之飛行器，諸如提供直升機載客服務之航空公司，則需要在飛行前向民用航空局提出申請。

民用航空局如接獲超輕型載具活動團體之申請資料，會轉請相關縣市政府及內政部營建署審查該空域是否位於國家公園或都市計畫區域：

1. 如該空域位於國家公園或都市計畫區上空，則民用航空局回覆活動團體，所申請之空域無法開放並述明原因；
2. 如該空域僅部份位於國家公園、都市計畫區上空，民用航空局視需要調整空域範圍後，提案至空中航行管制委員會議審查；
3. 如該空域並未位於國家公園、都市計畫區上空，民用航空局提案至空中航行管制委員會議審查。

空中航行管制委員會審查該空域是否與限航區、機場空域、訓練空域、目視航線等重疊，以及是否影響其他航空器活動安全，決定是否開放該空域供超輕型載具活動。確認安全無虞通過申請後，亦須在航管的監視之下，完成其飛行任務，圖 2.27 為臺灣機場限航區的分佈圖：機場禁航區域內無法執行 UAV 飛行任務；機場外圍之 60 公尺飛航高度限制區則須嚴格遵守飛行高度限制。

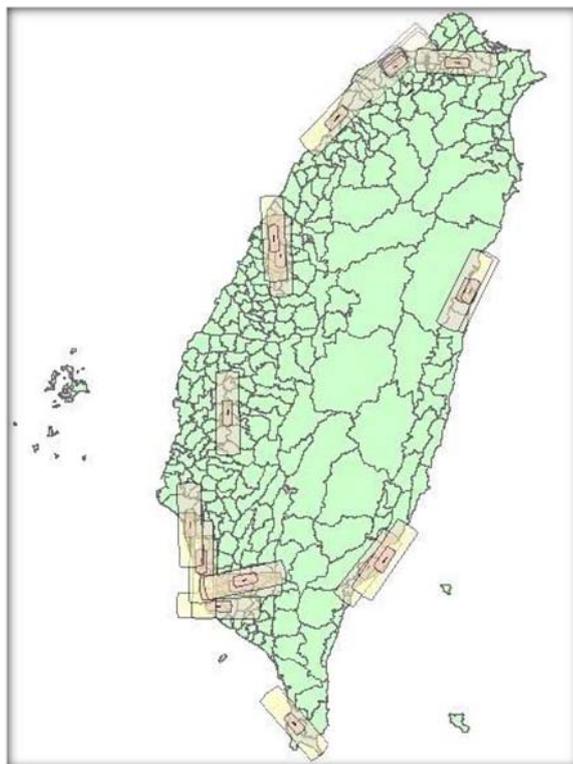


圖 2.27 台灣機場限航區分佈圖

一般而言，會使用 UAV 進行空中勤務的單位僅有軍方、中山科學研究院、政府機關如環境保護署、環境保護局等單位，常規性的進行 UAV 任務，其餘以 UAV 進行空中商業拍攝的廠商，多無申請空域的經驗。

在飛行任務執行前，使用單位需向民用航空局提出空域使用需求，並與該空域範圍內之鄰近塔台及軍方單位進行協調。民用航空局負責人員會根據目前台北飛航情報區飛航指南 (Aeronautical Information Publication, AIP) 所規範之限禁航區域，與該申請空域已公告之活動進行比對，若無明顯之衝突即會根據正常的飛航公告程序公布。若該飛行空域一旦申請核准，UAV 在該空域的航行就具有合法性。故國內 UAV 飛行是依『航管類 09-11B 民用航空局對機場四週禁止施放有礙飛航安全物體實施要點』提出申請，如附錄一。上述說明參考自：王聰榮、李繼泓「無人飛機發展現況與展望」(www.itri.org.tw/chi/lib/DownloadFile.aspx?AttNBR=1550)。

另外，若欲以 UAV 進行航空測量拍攝，尚需遵守航空測量攝影法規（詳見附錄二之法規）。

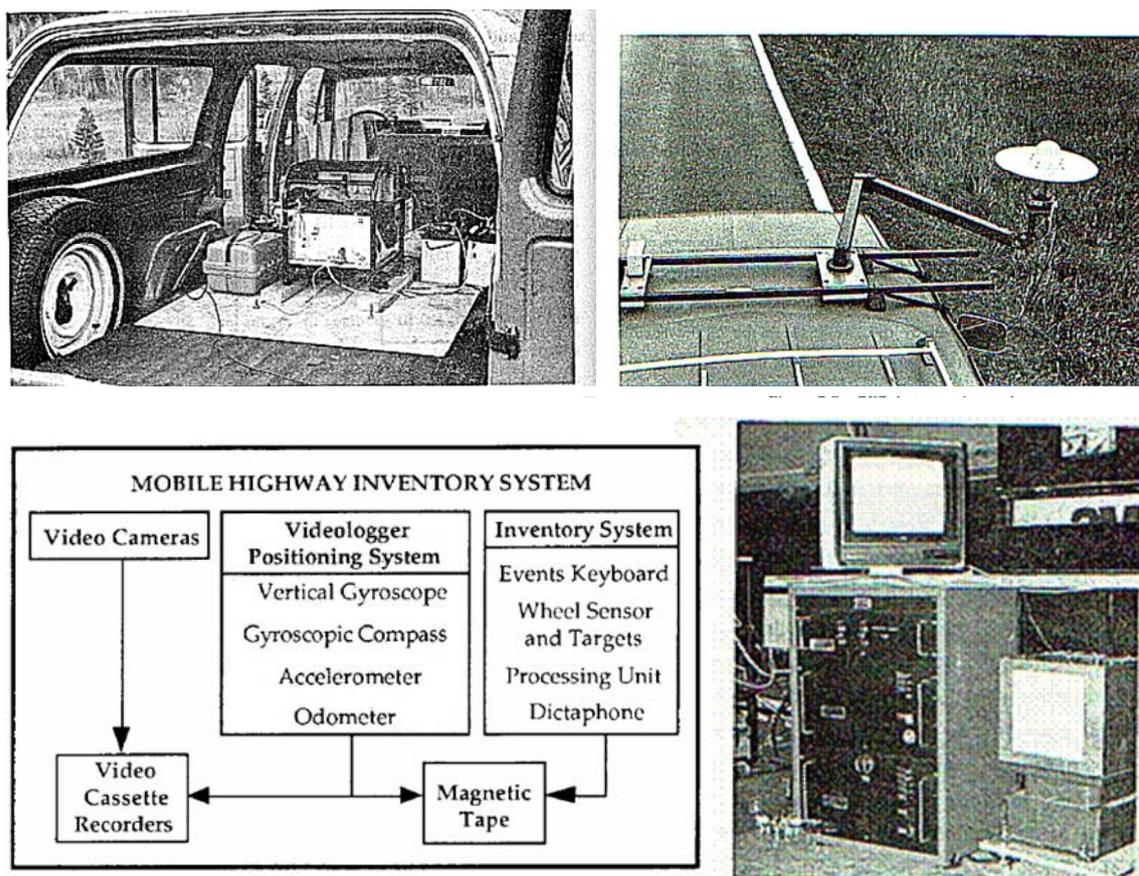
2.4 測量車發展之沿革

2.4.1 1980 至 2005 年測量車之發展

隨著科技的進步，地理資訊系統（Geographic Information system, GIS）的應用越來越廣泛。當空間和屬性資料的時效性及正確性都足夠時，地理資訊系統和資料庫就可以發揮它的效用。然而在各式的應用中，空間資訊與地理資料的採集與管理，仍然存在許多技術上的課題與瓶頸。

以傳統的測量技術來採集空間資訊常無法滿足成本上的考量，因為傳統測量及屬性調查作業所需的時間較長，從資料蒐集到系統建置完成往往需時半年以上，不符合科技發展的趨勢與成本效益。不過近年來由於測量與空間資訊技術逐漸改善，結合了測量製圖的技術與整合式導航定位定向系統，並搭配多種影像感測器來蒐集空間資料，逐步實現了即時性的移動式測量及空間資料蒐集平臺—測量車。

移動式製圖系統（Mobile Mapping System, MMS）發展始於 1983 年，一些加拿大的省政府及美國州政府分別提出針對移動式的高速公路設施維護系統（Mobile Highway Inventory System, MHIS）（Lapucha, 1990）。在接下來的 20 年間，在移動的平台上進行動態測量的系統越來越精密與複雜，且其精度也逐漸能與靜態測量相匹敵。其運作模式為透過搭載影像及導航感測器的車子連續的在高速公路上移動，並記錄所有可視的特徵物。接下來透過離線的方式結合影像與導航資料以近景攝影測量之概念，以萃取出特徵物的空間坐標，並上傳儲存於空間資訊系統的資料庫中。早期的系統使用諸如陀螺儀（Gyroscopes）、加速度計（Accelerometers）及里程計數器（Odometer）等航位推算感測器（Dead reckoning sensors），利用相對定位的原理求取定位解（position fix），並搭配當時類比的相機所拍攝的照片以提供相關的特徵物的影像紀錄。當時雖然 MHIS 的定位精度不佳，但是相關的技術的前景已逐漸吸引空間資訊工程領域學者投入大量地資金與人力，如圖 2.28 所示。



(摘自 Lapucha, 1990)

圖 2.28 Alberta MHIS

1988 年，加拿大 Alberta MHIS 公司領先全球在 MHIS 使用了差分全球定位技術 (Differential Global Positioning System, DGPS)，並引入慣性導航系統 (Inertial Navigation System, INS) (Schwarz et. al. 1993)。此時的 DGPS 被用來提供相機投影中心的位置參數，而 INS 除了提供投影中心精確的姿態參數外，亦能適時在全球定位系統 (Global Positioning System, GPS) 衛星搜索無導航解時提供高精度的位置參數 (Lapucha, 1990)。

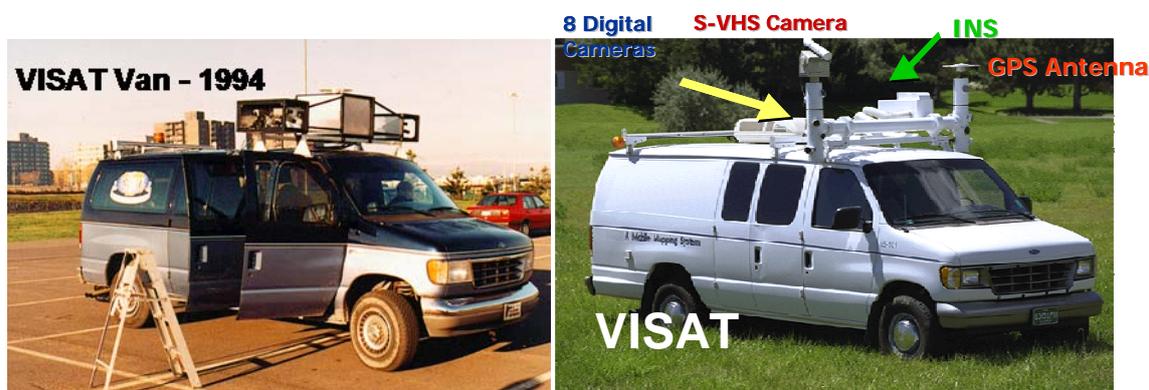
美國 Ohio State University 之製圖中心發展具備動態連續錄影 (Video Camera) 功能的 MHIS，稱為 GPSVan (圖 2.29)。MHIS 於測量過程中動態儲存影像，並於後處理過程逐幅數化，若相同特徵物可出現在二幅不同位置攝取

的影像中，透過近景攝影測量的原理即可獲得特徵物的空間坐標。該系統使用 GPS 及里程計數器提供導航參數，其總拍攝距離或時間間隔與可拍攝之車行速度是有一定限制的，其定位精度介於 0.3 至 3 公尺之間。



圖 2.29 GPS Van

加拿大 University of Calgary 首先於 1994 年順利將 INS/GPS 系統整合至 Alberta MHS 中並發展出第一代的 MMS 架構，稱為 VISAT Van 第一代(圖 2.30 左)。接下來加拿大 University of Calgary 提出一套整合 INS/GPS、里程計數器、彩色 CCD 相機、攝影機等完整架構之 VISAT 第二代 (El-Shiemy,1996)。這套系統為全球首度引入導航等級 INS 之系統，其定位精度為 0.2 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)(圖 2.30 右)。



(Courtesy of University of Calgary)

圖 2.30 VISAT 第一代 (左) 與第二代 (右)

自 2003 年起加拿大 University of Calgary 在加拿大研究學會 (Canada Research Chair) 投入大筆研究資金，以確保加拿大在全球 MMS 領域的領先地位。故在 VISAT 第二代的基礎上，該校研究團隊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 (VISAT 2006) (圖 2.31)。與 VISAT 第二代相較之下，除了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及使用更高等級的 INS/GPS 整合系統。



(Courtesy of University of Calgary)

圖 2.31 VISAT 第三代

當然，其他國家之學界與產業界在這段時間亦在同時積極的發展相關的 MMS 系統，就各文獻中所描述之系統之重要參數列於表 2.6。MMS 的發展使得空間資料的收集更有效率，被視為是一個能夠提供 GIS 系統日漸迫切需要的空間資料完整與時效性之解決方案。

表 2.6 近代各式測量車 MMS 之發展實例

Name Reference	Developers	Platform	Sensors	
			Navigation	Mapping
GPSVan™ [1993]	The Ohio State University	Van, train	GPS, 2 gyros, 2 odometers (wheel counter)	2 monochrome digital cameras, 2 VHS cameras
CDSS [1998]	Geodetic Institute Aachen	Van	C/A code GPS, 2 odometers, barometer	2 monochrome CCD digital cameras
KiSS™ [2001]	University of the Federal Armed Forces Munich	Van	GPS, IMU, odometer, barometer, inclinometer, compass	2 monochrome digital cameras, VHS camera (for archival purposes)
VISAT™ [1996]	University of Calgary	Van	Dual frequency GPS, navigation-grade IMU	8 monochrome digital cameras, 1 VHS camera (for archival purposes)
TruckMAP™ [1996]	John E. Chance and Associates	Van	Dual-antenna GPS, digital attitude sensor	Reflectorless laser range-finder
Gator Communicator™ [2000]	University of Florida	Person	GPS, digital compass, inclinometer	2 CCD digital cameras
GIM™ [1994]	NAVSYS Corp.	Truck	GPS, low-cost IMU	1 CCD digital camera, 1 VHS camera
Indoor MMS [1997]	National Research Council, Canada	Mobile robotic platform	Wheel encoders	8 CCD digital cameras, bi-iris laser scanner (also used for navigation)
GI-EYE™ [1998]	NAVSYS Corp.	Land vehicle	GPS, low-cost IMU	1 CCD digital camera
Backpack MMS [2001]	University of Calgary	Person	GPS, digital compass, inclinometer	Colour consumer digital camera
WUMMS [1999]	Wuhan Technical University	Truck	GPS, unspecified dead-reckoning sensor	CCD digital camera, laser range-finder
GPSVision™ [2002]	Lambda Tech.	Van	GPS, navigation-grade IMU	2 colour CCD digital cameras
ON-SIGHT™ [2002]	Transmap Corp.	Van	GPS, navigation-grade IMU	Up to 5 digital CCD cameras
MoSES [2001]	University of the Federal Armed Forces Munich	Van	GPS, navigation-grade IMU, odometer, barometer,	2 CCD digital cameras, laser scanner
GEOVan [2002]	Geospan Corp.	Van	GPS, dead reckoning	10 VHS, voice recorder
RGIAS [2002]	Rowe Surveying and Engineering Co.	Truck	GPS	Video, laser
MANDLI [2002]	Mandli Comm.	Van	GPS	2 CCD digital cameras
FRANK [1995]	Delft TU	Car		Fish-eye camera
RCAMS [1999]	Geomatics Technologies Pty. Ltd	Car, train, aircraft	GPS, INS	2 analogue cameras
ROMDAS [2002]	Highway and Traffic Consultants		GPS, speedometer sensor, and bump integrator	1 video camera
UMMD [2000]	São Paulo State University	Van	GPS	2 digital video cameras (DVCAM)
Dyno [1999]	Udine University	Van	GPS	1 CCD digital camera
LD-2000-RH [2004]	Wuhan Technical University (Ledor)	Truck	GPS+ Tactical grade INS+DR	CCD digital camera,
4-S Van [2006]	ETRI, Daejeon, Korea.	Van	GPS+INS+DMI	CCD digital camera
VISAT 2006™ [2006]	University of Calgary	Van	Dual frequency GPS, navigation-grade IMU	6 monochrome CCD digital cameras, 1 colour VHS camera, laser scanner
Tele Atlas Mobile Mapping Van [2007]	Tele Atlas	Van	GPS+INS+DR	4 CCD digital camera, laser scanner

2.4.2 近五年國內外測量車發展之實例

1. Google Street View

Google 於 2007 年五月開始進行名為 Google Street View 計劃，該計畫主要是針對 Google Earth 以及 Google Maps 增加街景導覽的功能，該功能可給予使用者身歷其境的感覺，只要於地圖街道上選定一點，即可透過 Street View 得知該地點實地的 360 度全景景象，這些全景影像資料便是透過 Google 自行發展的測量車於世界各地蒐集資料而來。目前 Google Street View 功能在 Google Maps 的介面如圖 2.32 所示：

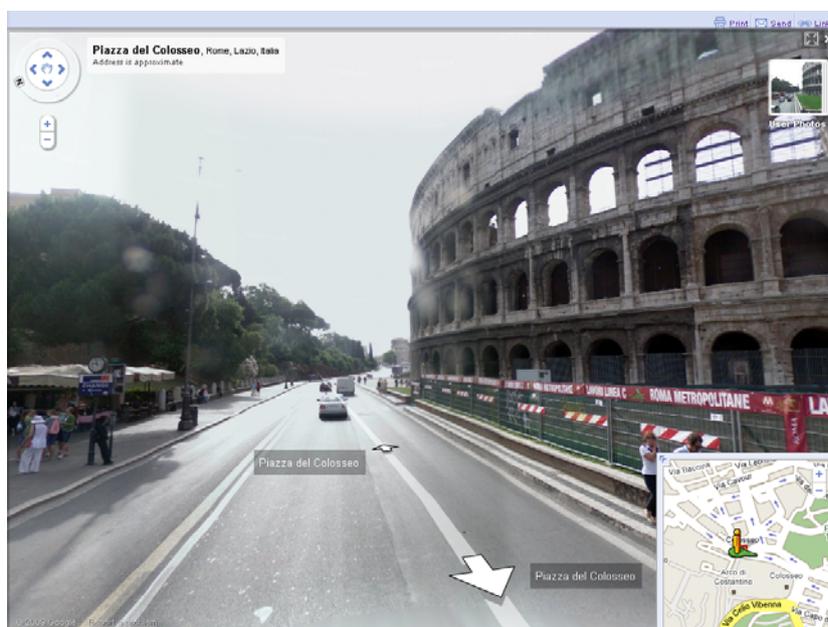


圖 2.32 Google Street View 介面

Google 所開發用於拍攝街景的測量車首先於美國本土的主要大城市開始拍攝，在 2008 年夏天開始於歐洲主要國家城市（巴黎、羅馬、巴塞隆納等城市），亞洲地區則首先進行日本東京市的拍攝，同時在大洋洲的澳大利亞以及紐西蘭等國家的主要地區也開始進行拍攝，台灣則是在 2008 年底時在台北市開始拍攝的工作。

目前在台灣進行拍攝工作的 Google 測量車如圖 2.33 所示，由該圖可知 Google 測量車的基本配備至少含有 GPS、相機、光達。360 度全景景象的產生過程主要是透過相機拍攝，並將相機拍攝時間與 GPS 軌跡的時間同步處理，GPS 資料提供拍攝相片時所在的位置，像片則組成拍攝位置的全景景象，此即 Street View 的基本運作原理。此外，Google 測量車上裝置的光達儀器為德國 SICK AG 公司所生產的 LMS2XX 系列型號，可用來建立 3D 的建物模型。

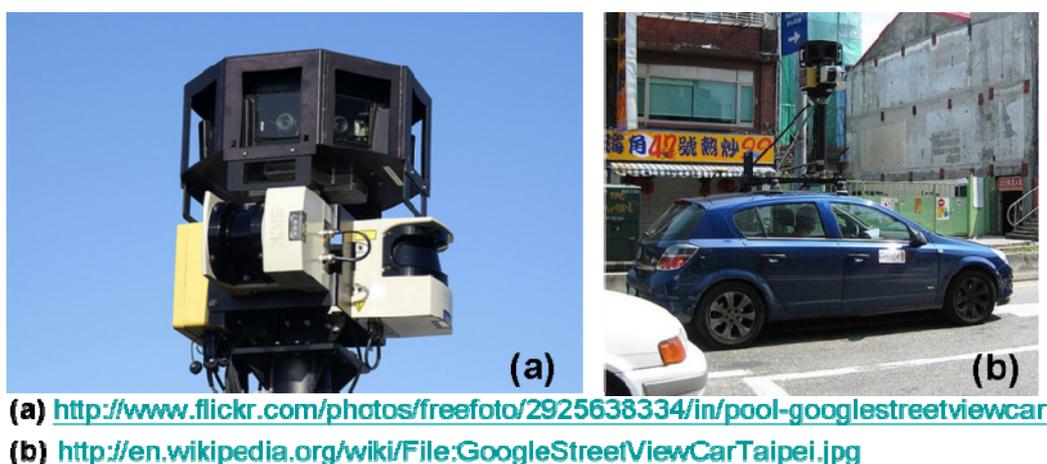


圖 2.33 (a)車頂架構 (b)在台北市行駛的 Google Street View Van

2. TOPCON

TOPCON 公司發展的移動測量平台名為 IP-S2 Mobile Mapping System，該平台的早期版本曾經在 2007 美國導航學會所舉行之全球導航衛星系統(Global Navigation Satellite System, GNSS) 會議上展出，當時系統的版本相當簡單，主要是由 GPS 以及光達組成，而在 2009 年則發表了較完整的版本，其組成元件如圖 2.34 所示。IP-S2 的定位定向系統採用了測量級的雙頻多系統 (GPS、GLONASS、WAAS) 的 GNSS 接收機和中階戰術等級精度的慣性導航儀 (International Mathematical Union, IMU) (Honeywell HG1700 Series) 為其核心架構，在 GNSS 正常狀況下位置精度可以達到平面精度 15mm 與垂直方向精

度 25mm；方位角精度則可達到 0.05 度，另外在 GNSS 訊號遮蔽 30 秒以內時平面精度可維持 55mm 與垂直方向精度 30mm；方位角精度則可達到 0.075 度（使用陀螺偏差 3 度/小時的 IMU）。除了 GNSS 以及 IMU 之外，IP-S2 系統也可以整合里程計提供額外的速度及位置資訊。

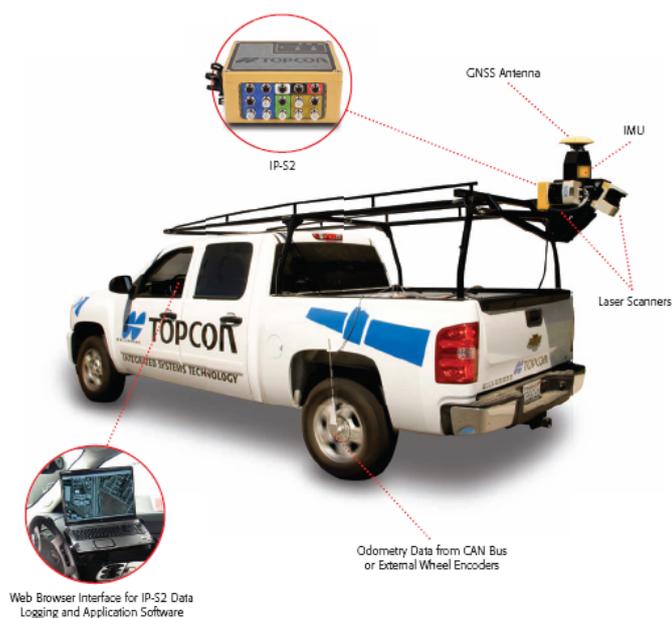


圖 2.34 TOPCON 公司開發的移動測圖系統

IP-S2 的感測器介面可以根據使用需求，同時整合相機以及光達系統，其中整合相機時拍照速率可以達到 15fps，而搭配 IP-S2 的光達系統則可以產生方圓 30 公尺內的物件的點雲資料。IP-S2 的資料擷取與處理系統功能相當完備，時間同步的機制可以替各種感測器資料打上統一的時間資訊，搭配戰術級的 IMU 更可以再加入直接地理參考的資料在每張照片中，以符合測量製圖的需求。

3. Optech's Lynx Mobile Mapper

加拿大 Optech 公司在 ISPRS 2008 會議中展出一款該公司自行發展的測量車 Lynx Mobile Mapper (圖 2.35)，主要組成元件為高精度的定位定向系統、測量等級光達系統、相機。Lynx Mobile Mapper 的定位定向系統核心為 Applanix/Trimble POS LV，為目前商用系統中整體效能最佳的系統之一，除了使用了較高級的 IMU 之外，INS/GPS 運算的核心軟體 POSpac Land 亦提供緊耦合的整合架構，整體的定位可達公分級精度，姿態角的精度則依據選配的 IMU 而有所不同，一般而言其精度都可以達到 0.05 度，惟此系統部分 IMU 等級受到出口限制，目前台灣無法使用該系統。

Lynx Mobile Mapper 可以搭配 1~2 組光達與 1~2 組 500 萬畫素相機，可根據使用者調整儀器數量，測量等級的光達可以持續蒐集周圍物件的點雲資料，搭配定位定向系統，光達點雲的誤差在車輛時速低於 50 公里時小於 10 公分，此外還可以透過光達產生全景的點雲資料。該系統使用的軟體功能也相當完備，與 TOPCON 的系統一樣皆提供 100Hz 以上的資料輸出，標準的時間同步機制以及直接地理參考功能，惟整體而言 TOPCON 之 IP-S2 可同時接收較多個影像感測器的資料，在擴充性上優於 Lynx Mobile Mapper。



圖 2.35 Optech 的測量車 Lynx Mobile Mapper

4. Ledor Spatial LD-2000 RH

就目前國內發展的測量車而言，近兩年才開始著手開發，由於受限於初期發展經費以及技術的限制，尚未自行研發出具有直接地理定位能力的地面測量車，現階段在台灣具有直接地理定位能力的測量車，多是由其他國家直接購入的完整系統，其中一個引進台灣的測量車系統，是由中國武漢大學李德仁院士所屬的立得空間信息技術發展有限公司（Ledor Spatial）開發的 LD-2000 RH（圖 2.36），引進的單位為日陞空間資訊股份有限公司。

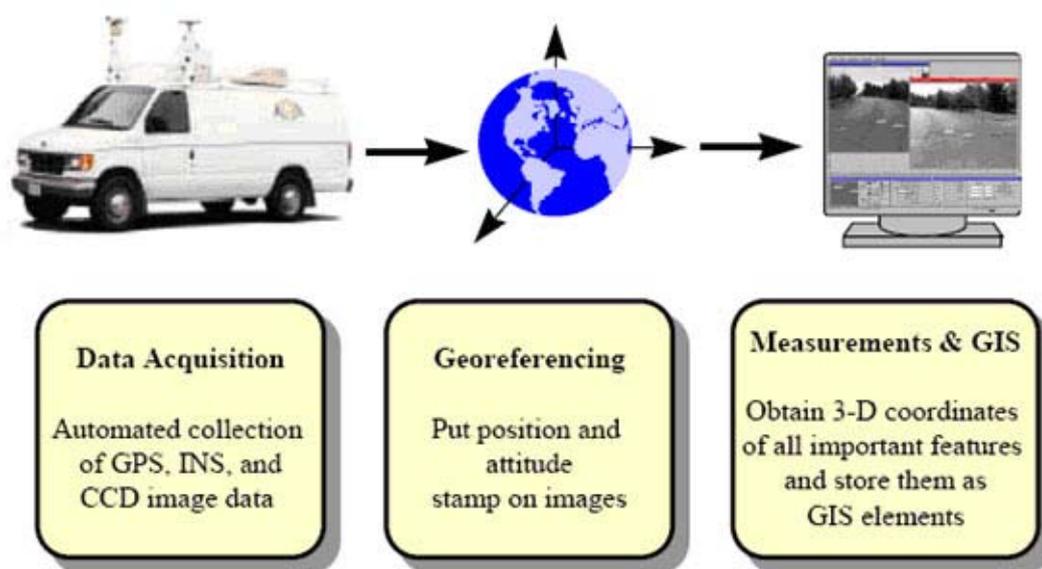
LD-2000 RH 為立得空間開發的三種型號測量車中製圖精度最高的型號，實地測量的精度可達到 20 公分，符合中國大陸 1/2000 比例尺製圖的規範。在測量車上搭配了戰術等級以上的慣性導航設備，其陀螺感測器為光纖陀螺，此外再搭配雙頻的 GPS 接收儀以及里程計數器，在影像擷取的部份則搭配了四台 CCD 相機和一組錄影機。該測量車系統由於發展的時間至少已有五年以上的時間，各系統之間的整合可謂成熟，同時也在中國發展出非常多型態的應用領域。



圖 2.36 立得空間測量車 LD-2000 RH

2.5 移動式製圖系統 (MMS) 之理論基礎

測量車整合全球定位系統 (GPS) 及慣性導航系統 (Inertial Navigation System, INS) 形成高精度直接定位系統，結合多種高效率感測器，具備整合系統之率定場，能快速獲取並儲存感測資料，經由計算直接獲得感測器方位 (Direct Sensor Orientation)，最後透過高度自動化的軟體系統進行資料處理，獲得所需的空間資訊，其系統雛型架構如圖 2.37 所示。除此外，該空間資料收集平台之載體亦可以是衛星、飛機、直昇機、船舶等，所載運的定位感測器可能包括全球導航衛星系統 (Global Navigation Satellite System, GNSS)、慣性導航系統、航位推算感測器 (Dead Reckoning Sensors) 等，觀測感測器系統則可以是相機、攝影機、多光譜掃描儀或雷射掃描儀 (Laser Scanner) 等。



(Naser,1996)

圖 2.37 MMS 之系統架構

2.5.1 測量車直接定向

決定 MMS 效能的關鍵在於其統整各種感測器進行直接定向 (Direct-Georeferencing) 的能力，當所有感測器的位置與姿態能夠與製圖的參考坐標框架 (Mapping Frame) 建立對應關係已知時，便可以透過直接地理參考來計算感測器測得的地物在製圖參考框架中的坐標。與傳統的攝影製圖測量作業相比，就執行步驟而言，不同的地方在於透過直接定向之技術可較傳統攝影測量技術節省近 50% 之效能；同時施測外業的人力亦可有效地減少。就成本而言，直接定位的技術可以提供有效地解決方案。這個系統發展的最終目的在於實現一個陸基或空載自動化的攝影測量或遙測系統；目前相關發展雖然尚無法達到這個目標，但最近這幾年相關軟硬體技術的發展皆證明這是一個未來發展必然的趨勢。

若 INS/GNSS 所提供投影中心的外方位元素符合製圖精度之需求，則實施傳統空中三角的步驟即可以逐步減少甚至於完全的被取代 (El-Sheimy, 1996)。然而，限於高精度 INS 成本需求及 GNSS 的定位精度限制，目前仍無法依賴單一的 INS/GNSS 系統，但精密的定位定向模組在現階段 MMS 的應用而言至少可以大幅減少設置地控點的需求。未來可預見其在成本降低及精度提升的前提下，由 INS/GNSS 整合式定位定向系統輔助的遙測及製圖系統將朝全自動的領域再進一大步 (El-Sheimy, 1996)。

$$r_p^m = r_s^m + \mu_s^m R_s^m r_p^s \quad (1)$$

直接定向的基礎方程式由 7 個參數轉換式所組成，如式(1)：

其中：

r_p^m 為地物點在地圖上的坐標， r_p^s 是地物點在影像感測器上的坐標， r_s^m 為感測器在地圖上的坐標， μ_s^m 與 R_s^m 分別為感測器的參考框架與地圖框架之間的尺

度因子以及轉換矩陣。然而考量到 INS 與 GNSS 整合的觀測量，式(1)可以進一步擴充如下：

$$r_p^m = r(t)_{GPS}^m + R(t)_{IMU}^m (r_{IMU/s}^{IMU} - r_{IMU/GPS}^{IMU} + \mu_s^m R_s^{IMU} r_p^s) \quad (2)$$

其中：

r_p^m 為地物點在地圖上的坐標為未知， r_p^s 是地物點在影像感測器上的坐標，可透過測量而得到， $r(t)_{GPS}^m$ 為透過測量得到 GPS 相位中心於製圖參考框架之坐標， $R_{IMU}^m(t)$ 為 IMU 所提供之姿態， $r_{IMU/GPS}^{IMU}$ 為 GPS 與 IMU 中以 IMU 載體坐標系 (Body Frame) 之 Lever Arm， R_s^{IMU} 為相機與 IMU 之相對姿態， $r_{IMU/s}^{IMU}$ 為相機與 IMU 以及 IMU 載體坐標系之 Lever Arm，而 $r_{IMU/GPS}^{IMU}$ 、 R_s^{IMU} 、 $r_{IMU/s}^{IMU}$ 等三項必須透過率定的方法得到。它們的相對關係如圖 2.38 所示：

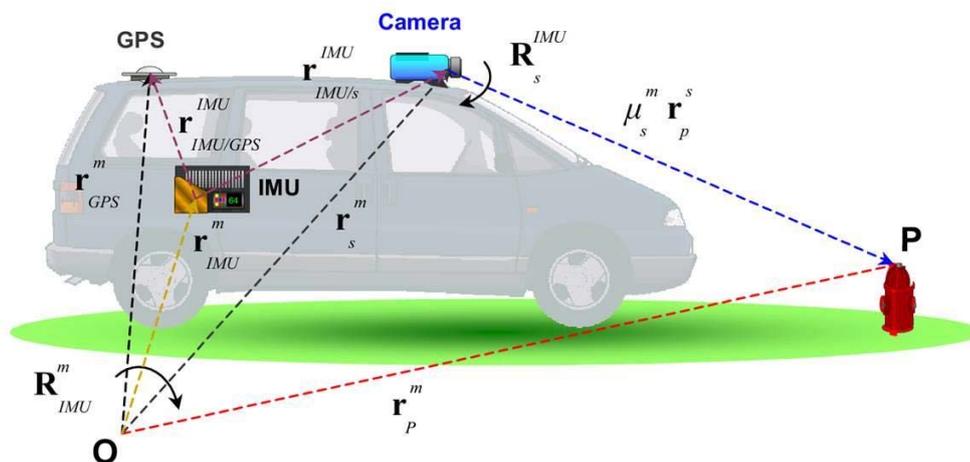


圖 2.38 測量車透過 INS/GPS 直接定位的概念圖

由(2)可知，率定與時間同步的精度影響整體的精度甚鉅，要檢視兩者的誤差以及觀測量所造成的影響，以測量車 MMS 的公式為例，可以將(2)取一階線性化後再加上時間同步誤差的影響量，如表 2.7 所示：

表 2.7 時間同步誤差的影響量

$\delta r_p^m = \delta r(t)_{GPS}^m +$	GPS 的定位誤差
$\delta R(t)_{IMU}^m (r_{IMU/s}^{IMU} - r_{IMU/GPS}^{IMU} + \mu_s^m R_s^{IMU} r_p^s) +$	姿態角造成的誤差
$R(t)_{IMU}^m \delta r_{IMU/s}^{IMU} -$	IMU 與感測器之間相對位置率定的誤差
$R(t)_{IMU}^m \delta r_{IMU/GPS}^{IMU} +$	IMU 與 GPS 之間相對位置率定的誤差
$\delta \mu_s^m R(t)_{IMU}^m R_s^{IMU} r_p^s +$	尺度因子的誤差
$\mu_s^m R(t)_{IMU}^m \delta R_s^{IMU} r_p^s +$	IMU 與感測器之間相對姿態率定的誤差
$\mu_s^m R(t)_{IMU}^m R_s^{IMU} \delta r_p^s +$	感測器的誤差
$\delta t[v(t) + \omega(t)(r_{IMU/s}^{IMU} - r_{IMU/GPS}^{IMU} + \mu_s^m R_s^{IMU} r_p^s)]$	時間同步的誤差

在建置一個移動製圖系統之前，進行如上所敘述的誤差分析有其必要性，使用者可以根據需求來選擇系統中每一個組成的元件，以滿足應用領域所要求的精度限制。

2.5.2 UAV 直接定向

以 UAV 進行航空攝影測量的方法與飛機採用的方法相同，傳統的作法皆透過地面控制測量佈設控制點，搭配空三計算得到每張相片拍照時刻的外方位元素，建立立體像對進行量測作業。然而近年來由於 INS 與 GPS 等相關技術的發展之下，在航測作業中以直接定位的方法來得到外方位元素的方法逐漸成熟，由於透過 INS/GPS 進行直接定位可以大量減少進行地面控制測量以及空三計算的成本，因此在飛機或 UAV 等飛行載具利用直接定位的技術逐漸受到重視。

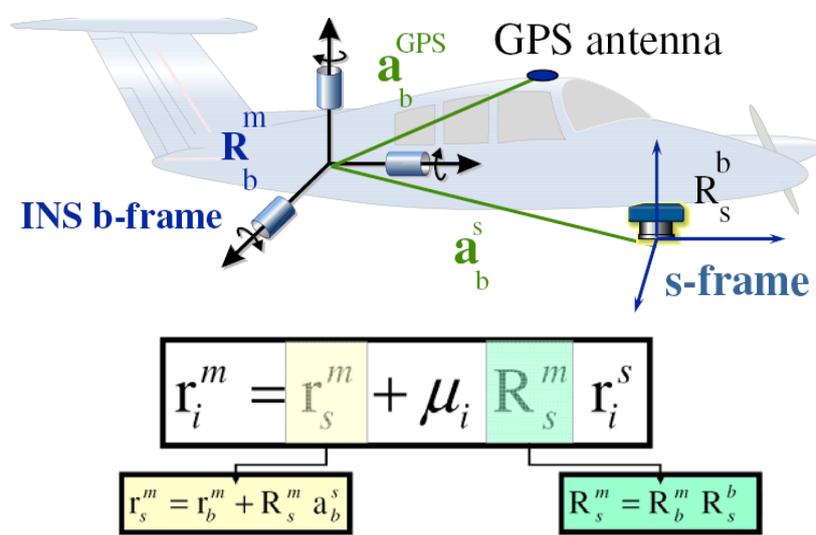


圖 2.39 UAV 透過 INS/GPS 直接定位的概念圖

$$r_i^m = r_s^m + \mu_i R_s^m r_i^s \quad (3)$$

直接定向的基礎方程式由 7 個參數轉換式所組成，如式(3)：

其中：

r_i^m 為地物點在地圖上的坐標， r_i^s 是地物點在影像感測器上的坐標， r_s^m 為感

測器在地圖上的坐標， μ_i 與 R_s^m 分別為感測器的參考框架與地圖框架之間的尺度因子以及轉換矩陣。然而實際進行直接定位時，相機與 INS 以及 GPS 之間的相對關係必須先行率定，式 (3) 中每個拍照時刻相機位置 r_s^m 以及與地圖框架之間的轉換關係 R_s^m 才能確定，率定的過程包含計算相機與 INS 之間的位置差向量 a_s^b 值以及 INS 座標框架 (b-frame) 與相機座標框架 (s-frame) 之間的旋轉矩陣 R_s^b ，而 INS 的位置 r_b^m 與姿態 R_b^m 可以量測得到，考量率定的參數後可推得每個拍照時刻相機位置，以及與地圖框架之間的轉換關係式，改寫後的直接定位公式如下：

$$r_s^m = r_b^m + R_s^m a_b^s$$

$$R_s^m = R_b^m R_s^b$$

$$r_i^m = (r_b^m + R_b^m R_s^b a_b^s) + \mu_i (R_b^m R_s^b) r_i^s \quad (4)$$

2.5.3 卡曼濾波器 (Kalman Filter)

慣性導航中求取位置、速度及姿態的基本演算過程是利用導航方程式 (Mechanization) 來完成，導航方程將陀螺以及加速計感測得到的角速度和加速度積分得到 IMU 載體的位置、速度及姿態解。計算過程中必須考慮到地球旋轉以及重力加速度，如下所示 (Shin, 2001)：

$$\begin{bmatrix} \dot{r}^l \\ \dot{v}^l \\ \dot{R}_b^l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D^{-1}v^l \\ R_b^l f^b - (2\Omega_{ie}^l + \Omega_{el}^l)v^l + g^l \\ R_b^l(\Omega_{ib}^b - \Omega_{il}^b) \end{bmatrix} \quad D^{-1} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{M+h} & 0 \\ \frac{1}{(N+h)\cos\phi} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中：

r^l ：參考於當地水平坐標框架 (Local-level Frame) 的位置向量

v^l ：參考於 l-frame 速度向量 (v_{east} (向東)、 v_{north} (向北)、 v_{up} (向上))

R_b^l ：參考於 IMU 的 b-frame 與 l-frame 之間的旋轉矩陣，由三個姿態角之三角函數值組成

g^l ：參考於 l-frame 的重力加速度向量

Ω_{ib}^b 、 Ω_{il}^b ：角速度向量 ω_{ib}^b 與 ω_{il}^b 的反對稱矩陣

M、N：分別為子午圈、卯酉圈的曲率半徑

然而感測器所含的誤差必須要經過修正，導航解的正確性才會提高，建立動態的誤差模型並利用卡曼濾波器可以幫助修正導航解的誤差。吾人可將 INS 編排方程線性化並省略其高次項，得到導航解的動態誤差模型。除了導航解 (3

個位置，3 個速度與 3 個姿態共 9 個元素) 的誤差外，通常也會把感測器的誤差 (3 個加速度偏差與 3 個陀螺漂移) 加入考慮，構成一個 15 個參數的誤差狀態向量 (Error State Vector)，動態誤差模型表示如下：

$$\dot{x} = Fx + Gw \quad (6)$$

其中：

x ：慣性導航誤差的狀態向量，共有 15 個元素

$$[\delta\phi, \delta\alpha, \delta\beta, \delta v_N, \delta v_E, \delta v_D, \delta p, \delta r, \delta A, \delta w_x, \delta w_y, \delta w_z, \delta f_x, \delta f_y, \delta f_z]^T$$

F ：動態矩陣

w ：系統噪聲

而觀測量更新模型表示如下：

$$Z = Hx + v \quad (7)$$

其中：

x ：慣性導航誤差的狀態向量，共有 15 個元素

$$[\delta\phi, \delta\alpha, \delta\beta, \delta v_N, \delta v_E, \delta v_D, \delta p, \delta r, \delta A, \delta w_x, \delta w_y, \delta w_z, \delta f_x, \delta f_y, \delta f_z]^T$$

H ：動態矩陣

v ：觀測量噪聲

卡曼濾波器透過反饋來估計這些參數，卡曼濾波的方程式分為兩類：預測以及更新，預測方程式利用時刻的狀態來推估下一個時刻的狀態：

$$\hat{x}_k(-) = \Phi_k \hat{x}_{k-1}(+) \quad (8)$$

$$P(-) = \Phi_k P_{k-1}(+) \Phi_k^T + Q_{k-1} \quad (9)$$

其中：

P ：狀態誤差的變方協一變方矩陣估計值

Q ：系統誤差矩陣

$(-)$ ：表示預測後的估計值

$(+)$ ：表示更新後的估計值

更新方程是透過新的觀測量與之前一時刻的狀態去得到下一時刻最佳的狀態估值，更新的方程式如下：

$$K_k = P_k(-) H_k^T [H_k P_k(-) H_k^T + R_k]^{-1} \quad (10)$$

$$\hat{x}_k(+) = \hat{x}_k(-) + K_k (Z_k - H_k \hat{x}_k(-)) \quad (11)$$

$$P_k(+) = P_k(-) - K_k H_k^T P_k(-) \quad (12)$$

其中：

K ：卡曼增益矩陣

Z ：位置與速度觀測量的更新向量

R ：觀測量的變方—協變方矩陣

上述的狀態數量可依設計者之考量、感測器品質及 INS/GNSS 整合模式的不同而異，在傳統卡曼濾波器的使用上有擴張式卡曼濾波器 (Extended Kalman

Filter, EKF) 及線性化卡曼濾波器可供選擇 (Linearized Kalman Filter, LKF) (Brown and Huang, 1992)。

然而近年來相關的研究顯示：傳統的卡曼濾波器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誤差累積 (Chiang, 2004)。目前實務上解算 INS/GNSS 導航解仍以卡曼濾波器演算法為核心，但配合後處理技術以提昇整合式系統的定位精度 (El-sheimy, 2004)，本文採用之後處理技術為平滑化 (Smoothing)。平滑器 (Smoother) 是一個非即時 (Non-real Time) 的估計器。

2.5.4 平滑器 (Smoother)

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。根據 Gelb (1974)，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。因此本文所使用的為 Fixed-interval 平滑，而本文也將僅討論此平滑法。若需了解其他平滑演算法，可參考 Gelb(1974)和 Brown and Huang (1992)。一般來說，平滑法是由順向與逆向濾波解所組成。

與其他 Fixed-interval 平滑器比較，Rauch-Tung-Striebel (RTS) 逆向平滑器演算法是最容易且最簡單使用 (Gelb, 1974)。RTS 平滑器由前掃 (Forward Sweep) 和後掃 (Backward Sweep) 所組成，前掃是將卡曼濾波器的所有預估和更新估算以及其對應的協變方矩陣儲存於每個時刻。後掃開始於順向濾波的

結束點（如開始於時刻 N），其初始條件為 $\hat{x}_{N,N}^s = \hat{x}_{N,N}$ 和 $P_{N,N}^s = P_{N,N}$ 。RTS 平滑演算法如下表示（Gelb, 1974）：

$$\hat{x}_{k,N}^s = \hat{x}_{k,k} + A_k (\hat{x}_{k+1,N}^s - \hat{x}_{k+1,k}) \quad (13)$$

$$A_k = P_{k,k} \Phi_{k+1,k}^T P_{k+1,k}^{-1} \quad (14)$$

式中 $\hat{x}_{k,N}^s$ 為狀態向量之平滑估算， A_k 為平滑增益矩陣， $k=N-1, N-2, \dots, 0$ 。平滑狀態之協變方矩陣如下表示（Gelb, 1974）：

$$P_{k,N}^s = P_{k,k} + A_k (P_{k+1,N}^s - P_{k+1,k}) A_k^T \quad (15)$$

如圖 2.40 所示，DGPS 觀測量從時間 0 至 N 時刻全程皆可得。卡曼濾波器估算每個時刻 k ($\hat{x}_{k,k}$) 的濾波解， $k=0,1,2,\dots,N$ (Shin, 2005)。在 Fixed-interval 平滑演算法中，觀測量的所有區間的初始與最終時間是固定的，就像 0 和 N，此時所要的結果就是於全部時刻 k 的理想平滑估算解，如圖 2.40b 所示。在此演算法中，用到 0 至 N 的所有觀測量的更新，因此時刻 k 的理想平滑估算為 $\hat{x}_{k,k}^s$ 。而這類型的平滑演算法由於需要 0 至 N 的全部觀測量的可得性，所以只能用在後處理模式。在任何時刻 k 的 RTS 平滑估算是透過 k 時刻的濾波估算與 $k+1$ 時刻的平滑估算來作線性組合而得，因此 RTS 平滑估算能被用來更新順向濾波解，進而得到更優越之估算解 (Shin, 2001)。在計算每段時刻的平滑估算時，皆須儲存卡曼濾波器每時段的預估、更新估算以及它們對應的協變方矩陣，這即是當連續性資料不中斷時，處理 INS/GPS 整合解的例子。如果發生 GPS 遮蔽效應時，則只能得到預估狀態和協變方矩陣。

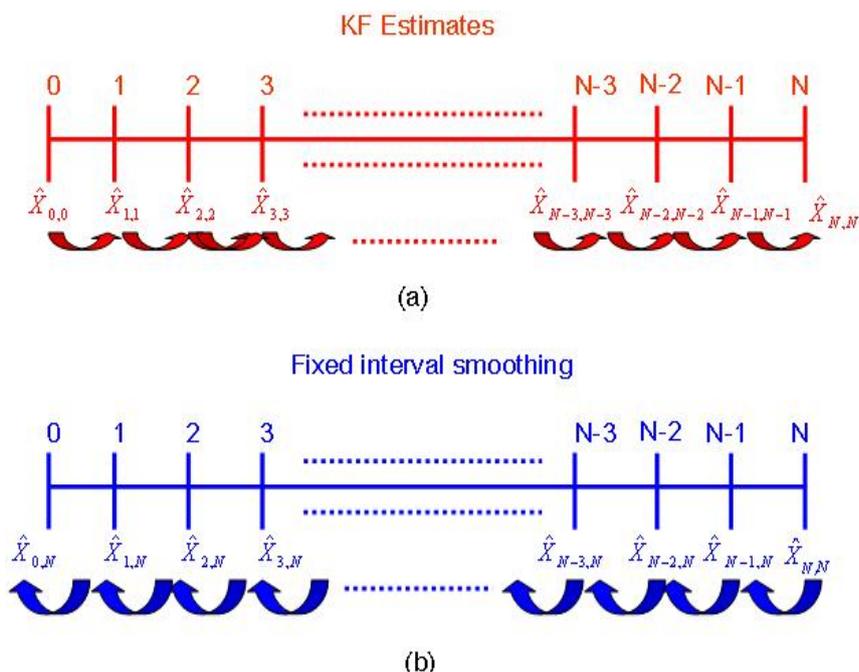


圖 2.40 Fixed-interval 逆向平滑演算法

2.5.5 INS/GNSS 整合架構

GNSS 和 INS 的整合方式有很多；一般分為鬆耦合 (Loosely Coupled) 方式和緊耦合 (Tightly Coupled) 方式。在鬆耦合結構中，按照對 INS 校正的方法不同，又可分為開放式回路 (Open Loop) 和閉合式回路 (Closed Loop)。

開放式回路鬆耦合架構 (圖 2.41)，說明如下：

1. GNSS：位置及速度。
2. INS 原始輸出經導航解算，得到未改正之位置、速度和姿態。
3. 整合式卡曼濾波器利用 GNSS 觀測量校正 INS 之導航解，得到改正之位置、速度和姿態。

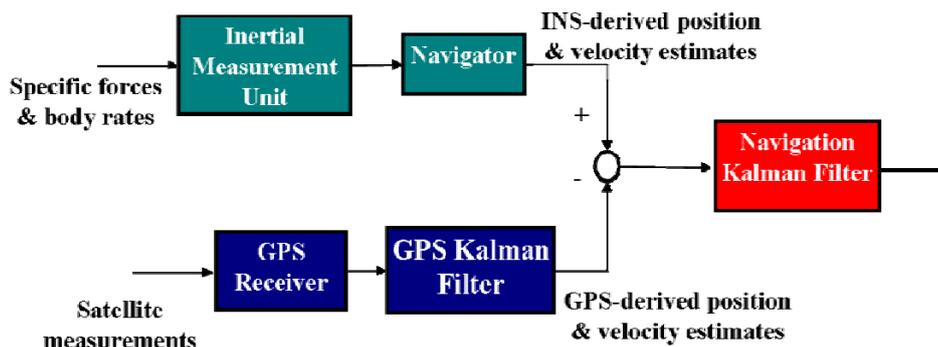


圖 2.41 開放式回路鬆耦合架構

閉合式回路鬆耦合架構（圖 2.42），說明如下：

1. 以 GNSS 和 INS 輸出的位置差與速度差作為整合式卡曼濾波器的輸入值，估算 INS 的誤差，並且將誤差回饋至 INS 系統進行校正，因此得到改正之位置、速度和姿態。
2. 回饋的動作主要為改正慣性導航系統的加速度偏差和陀螺漂移。

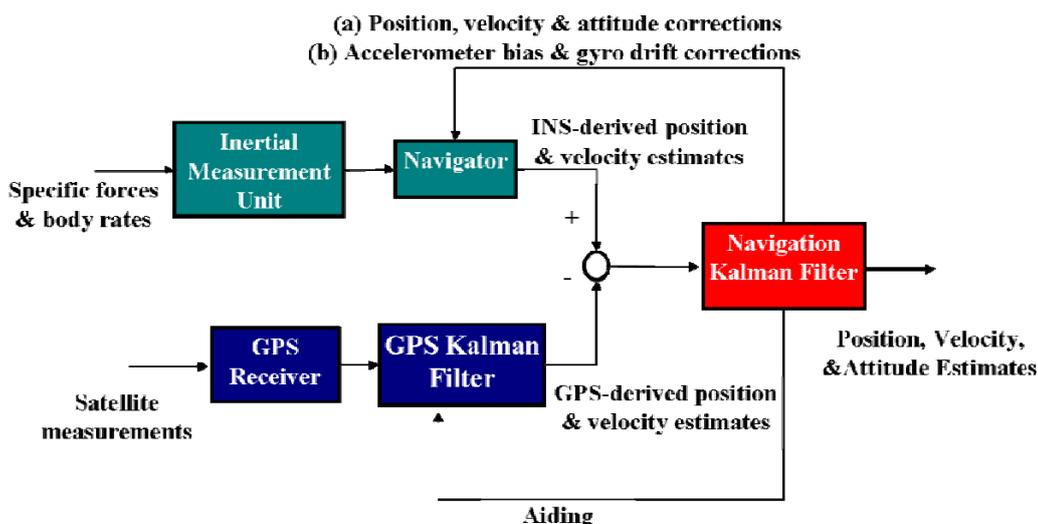


圖 2.42 閉合式回路鬆耦合架構

由上述說明，不難發現在鬆耦合的架構中，仍然將 INS 及 GNSS 視為兩個獨立的系統，INS 利用導航方程式，GNSS 有獨立的卡曼濾波器求導航解，最後再以負責整合的卡曼濾波器求取最佳的整合解。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。由於使用者必須同時接受 4 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，因此我們會希望在實行 INS/GNSS 整合系統時，隨時都能收到 4 顆以上的衛星訊號，但現實中總不盡理想，很多時候我們並不能同時收到 4 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 4 顆或以上的衛星訊號，或是可以收到 4 顆或以上的衛星訊號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。因此，另一種最佳化的 INS/GNSS 整合架構油然而生，如圖 2.43 所示。

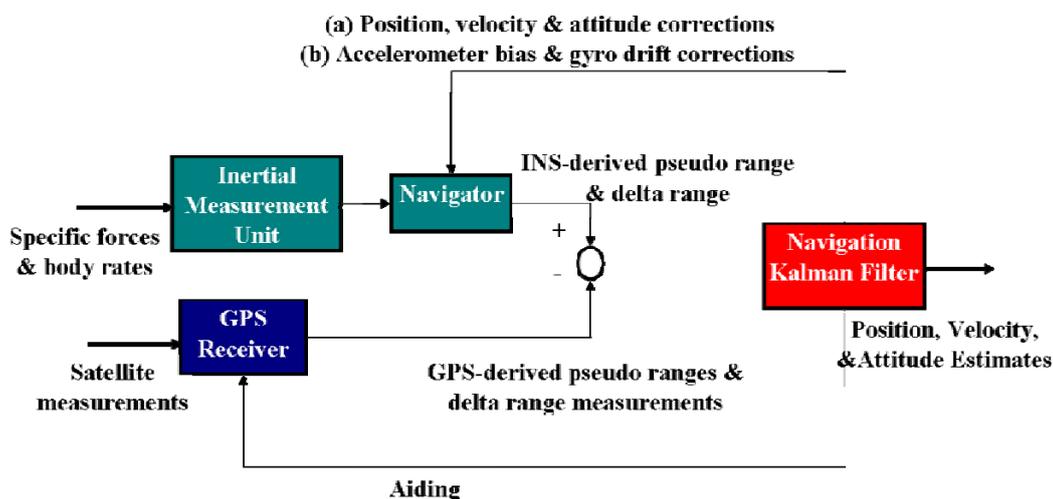


圖 2.43 INS/GPS 緊耦合架構示意圖

緊耦合整合系統架構，基本上是将兩系統在觀測量的部分就做整合，換句話說，緊耦合不再像是鬆耦合系統般，將兩系統視為獨立運作的導航系統，個別得到導航解之後再進行整合，取而代之的是緊密地将 INS/GNSS 視為同一個系統，一同進行導航解算，而 INS 及 GNSS 則是此整合系統的感測器，也就是觀測量來源。圖 2.43 為緊耦合架構的示意圖，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減的情況，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，使用者不需要如鬆耦合的整合架構般須仰賴 4 顆以上的衛星以提供整合的導航解。當導航衛星數在 4 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 4 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 0 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 1 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 GPS 訊號遮蔽效應普及的台灣地區。相對來說，鬆耦合整合架構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未來無縫定位系統之主流架構。

如前所述，目前國外之產學界所發展之 POS 皆使用鬆耦合式 INS/GPS 整合架構的卡曼濾波器及平滑器，故一般皆以直接使用高等級之 IMU（導航等級，陀螺飄移為 0.0001 度/小時）來克服測量車 MMS 所面臨頻繁的 GPS 遮蔽的問題。在目前的客觀條件限制下，雷射陀螺（RLG）的導航等級 IMU 是無法出口到台灣，本團隊希望能夠使用較低成本的中精度 IMU，搭配適當的輔助儀器與演算法的演化，來建立合乎都市地區應用精度需求的陸基直接定位平台

供移動式製圖系統使用。

整體而言，在持續有多於 4 顆 GNSS 衛星更新的條件下，使用鬆耦合式 INS/GPS 整合架構的搭配高等級之 IMU 的商用定位定向系統相較於使用中低等級 IMU，搭配緊耦合型 INS/GNSS 整合式定位定向架構之精度差異預期應該不大，但若是 GNSS 衛星數量少於 4 顆或甚至 0 顆衛星的條件下，改良式多感測器輔助緊耦合型 INS/GNSS 整合式定位定向架構，仍能夠接收源源不絕的輔助觀測量更新，如此其定位定向架構之精度將超越使用鬆耦合式 INS/GPS 整合架構的卡曼濾波器及平滑器搭配高等級之 IMU。

第3章 UAV 空拍系統規劃與設計

3.1 UAV 功能設計

依據本專案需求設計 UAV 的功能，分別針對定翼型與旋翼型的 UAV 完成包含定位系統、感測器、儲存器及傳輸系統之設計。

3.1.1 定翼型 UAV 功能設計

定翼型 UAV 本體所採用的是 DoDo Pro 中航程 UAV，在長距離資料傳輸鏈路的輔助下，DoDo Pro 的控制範圍可以延伸至 20 公里以外，即時影像監控距離更可達到 15 公里，加上長達 2 小時之有效滯空時間與優勢的監測飛行高度，使得 DoDo Pro 成為空中拍攝的利器。

DoDo Pro 的酬載空間寬敞與性能優異，可以依任務需求變動任務酬載或是選擇加載油料，讓任務的調度更為靈活，圖 3.1 為其照片與基本規格，表 3.1 為該機型特色。



翼展	3.2 m
起飛重量	25Kg
空速	100 Km/Hr
續航力	>1.5 Hr
酬載	>3 kg
特點	中距任務

圖 3.1 定翼型 UAV—DoDo Pro 照片及基本規格

表 3.1 定翼型 UAV—DoDo Pro 之機型特色

特色	詳細說明
通訊	配備長距離數據通訊鏈路，控制半徑可達 20 公里以上，即時影像傳輸半徑可達 15 公里以上。
地面控制站	利用 UAV 地面控制站，地面操作人員可在控制半徑內，隨時對 UAV 進行監測、變更飛行計畫與控制攝影酬載。
推進系統	採用以無鉛汽油為燃料之二衝程引擎，提供穩定之馬力。
滯空能力	未掛副油箱（4.0 公升）：2 小時以上 加掛副油箱（6.5 公升）：3 小時以上
起降操作	傳統跑道滾行起飛（需 120 公尺柏油跑道），跑道降落。
酬載	可搭載高畫素單眼相機或高縮放倍率攝影模組

以下針對定翼型 UAV 所設計的功能逐一說明：

1. 飛控電腦

SD02-A(圖 3.2)乃根據多年飛控電腦研發經驗所研發之第二代 UAV 飛行控制電腦。其可搭配不同任務型態，快速整合至不同型態之飛行載具。SD02-A 除可進行導航點自動飛行外，同時亦兼具酬載控制能力。透過地面控制站，操作人員可以利用中文化之人機介面，進行視距外之動態操作。



圖 3.2 SD-02A 飛控電腦

表 3.2 為 SD02-A 飛行控制電腦功能簡表。台灣本島上的軍民用機場眾多，各軍種的訓練空域也常出現在一般的區域上空，為了避免 UAV 誤闖禁航區，SD02-A 飛行控制電腦在設計上即有考慮飛行空域的概念，任務管理人員可以利用軟體與硬體的方式來設定 UAV 的飛行範圍，如此一來便能避免在飛行任務中誤闖敏感空域的情況。

表 3.2 SD-02A 飛行控制電腦功能簡表

特色	詳細說明
飛行控制模式	全自動飛行/RPV 飛行/SAS 增穩控制飛行/手控飛行
酬載控制功能	高解析度數位相機/全向式攝影機/電子開關
起降輔助功能	EZ-T/O 與 EZ-Landing 電腦輔助起降
任務控制功能	遠端即時飛行計畫上傳與更改、遠端酬載控制
導航點更新	由無線電上傳或地面人員連線上傳燒錄
安全設計	可設定禁航區，具備迴避禁航區功能
導航設備	可同時追蹤 12 顆衛星之高感度 GPS 接收機
人機介面	中文化地面控制站軟體/機上操作面板

2. 載機坐標全球定位系統接收機 GPS

為改善定翼型 UAV 系統之空間定位精確度並提昇定位頻率，飛行控制電腦採用之 GPS 接收機由原本的 1Hz 系統換成 5Hz 更新率的 Garmin GPS 接收機（圖 3.3），詳細規格請見附錄三。



圖 3.3 GARMIN 5Hz GPS 接收機

3. 飛航姿態儀 AHRS

本專案所採用的 AHRS 系統係由 MicroStrain 公司所生產的 3DM 姿態與航向參考系統，其具有高精確度、高動態與低漂移的特性，適合用於測量穩定狀態下之動態物體姿態，詳細規格請見附錄三。

4. 角速度、空速與氣壓高度感測器

(1) 角速度感測器

在飛行控制電腦中，共裝置有 3 個軸向的 MEMS 陀螺。這三軸陀螺除了提供飛行控制電腦三個軸向之角速度外，另外也提供了 IC 溫度的參考，一般用於校正因溫度變化對測量值造成的影響。

(2) 空速感測器

定翼型 UAV 上的空速測量上採用 FreeScale 公司生產 MPX 系列壓力計，MPX 係一差壓相對壓力感測器，其測量範圍為 0~7.25 psi，在飛行控制電腦的電路設計中，經過兩級之低通濾波後，規劃其輸出量級為 $0.621 \text{ Vdc/psig} + 0.2 \text{ Vdc}$ 換算可測量之空速範圍為 0~700 公里/小時。

(3) 高度感測器

在飛行控制電腦中採用 FreeScale 公司生產之 MPXA 系列壓力感測器。MPXA 係一絕對壓壓力感測器，其測量範圍為 2.9~15.2 psi，在本飛控電腦中，經過兩級之低通濾波後，規劃其輸出量級為 $0.372 \text{ Vdc/psia} - 0.76 \text{ Vdc}$ 換算可測量之高度範圍為 -270~12,800 公尺。

5. 影像酬載

為提昇空攝照片之品質，目前定翼型 UAV 採用 CANON 公司之 450D 數位單眼相機（圖 3.4），其具備使用 CANON EOS 鏡頭之能力，可根據不同的需求進行鏡頭的選擇，提供高品質空拍影像。CANON 450D，詳細規格請見附錄三。



圖 3.4 CANON 450D 單眼數位相機

經過計算低高度之空中拍攝可使用 24mm 之鏡頭，目前所採用之鏡頭為 CANON EOS 24mm 鏡頭（圖 3.5），詳細規格請參閱附錄三。



圖 3.5 CANON EOS 24mm 定焦鏡頭

6. 數據與影像儲存系統

在定翼型 UAV 系統中，主要的資料來源為的記錄定位的飛行資料、攝影酬載的拍攝姿態資料、相機的拍攝時間記錄以及動態影像資料等，而對應各資料來源的即是各資料收集系統。以下茲就數據與影像資料之儲存系統逐一說明。

(1) UAV 數據記錄次系統

定翼型 UAV 與所搭載的酬載系統皆有其對應的資料會產生（圖 3.6）。就 UAV 本體而言，與飛行相關的數據、諸如飛機的位置、速度、監控狀態都是重要的參考指標。而與酬載系統相關的資訊，諸如載具姿態、拍攝時間與拍攝位置等，則是在後製作所需要的參考資訊。目前 UAV 飛行控制電腦利用標準之 MMC 記憶卡，以每秒 35 次的記錄頻率記錄該系統下的所有狀態變化，計有飛行控制電腦所記錄的 UAV 系統狀態，GPS 的定位資訊，IMU 的姿態資料以及數位相機的觸發時間，而這些數據將用於後續計算該相片的對應坐標。

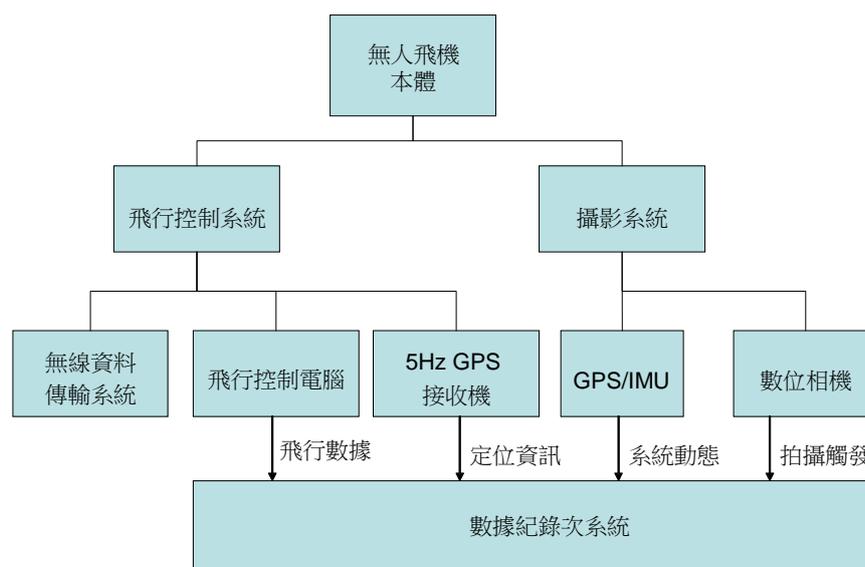


圖 3.6 UAV 系統資料方塊圖

(2) 即時資料記錄系統

定翼型 UAV 在飛行的同時，可利用無線電設備將系統狀態與即時的影像回傳至地面控制車（Ground Control Station, GCS）中，而地面控制車則利用車上的 PC，對數據與影像進行即時的錄影(圖 3.7)。受限於無線電的功率與作業環境，有時 GCS 並不能全時的接收到 UAV 的即時資訊，在資料部份就有賴於 UAV 數據記錄次系統進行資料的儲存，而影像資訊則需由動態影像記錄設備進行線上影像的同步錄影。

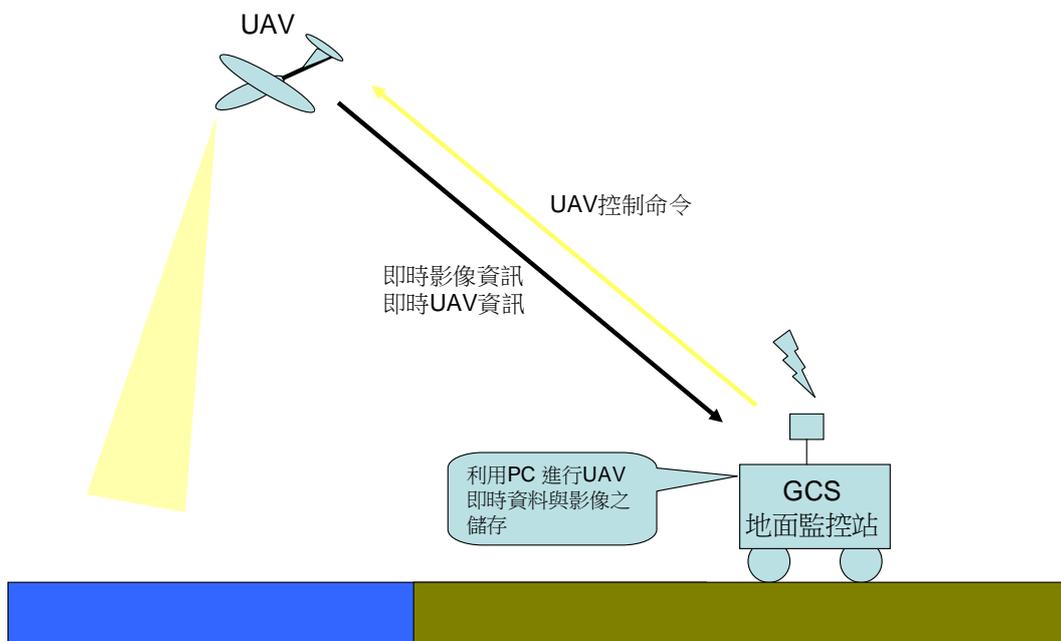


圖 3.7 UAV 系統即時資料傳遞與儲存示意圖

(3) 動態影像記錄設備

為取得飛行時的完整動態影像，目前採用機上同步錄影的設備為金星數碼公司的 JXD206 個人影音播放器（圖 3.8），其具有動態壓縮錄影之功能，最大之影像尺寸為 320*240 像素，使用內建之 2 G 記憶體，最多可錄製 1.5 小時之動態影片。



圖 3.8 金星數碼 JXD 206 個人媒體播放器

7. 通訊系統與地面導控站

(1) 數據資料鏈結

為了使 UAV 可以與地面站進行監控，配備數種無線電，包含：

- A. 手動遙控用無線電
- B. 資料交換用無線電
- C. 影像下傳用無線電

其中資料交換用無線電用於與地面控制設備交換數據，為監控 UAV 時最重要的無線電。為了在整個飛行過程中，都能透過地面站進行安全監控，因此在相關設備的選擇上需要進行嚴謹的考量。

目前 DoDo Pro UAV 與地面導控載台系統所配置的資料無線電為加拿大 Microhard 公司所生產的 MHX910 資料無線電模組 (圖 3.9), 表 3.3 為 MHX910 的規格, 其功率為 1W 輸出, 規格書上的有效距離為 60 英里, 實際測試可達 40 公里, 資料傳輸率可達 115.2kbps 的傳輸速率, 可符合本專案的運用需求。



圖 3.9 Microhard MHX910 資料無線電模組

表 3.3 MHX910 規格簡表

項目	說明
使用頻率	902~928MHz ISM 頻帶
調變方式	跳頻展頻無線電 (Frequency Hopping)
輸出功率	1W (30dBm)
接收靈敏度	-106 dBm
通訊有效距離	25~40 公里 (較 20 公里需求規格優)
連線速率	1200 至 115.2 kbps
操作模式	點對點 (Point-to-Point)、點對多點 (Point-to-Multipoint)、多主機模式 (Multimaster)、TDMA 模式、轉發模式 (Repeater)

(2) 即時影像資料鏈

目前使用無線影像傳輸系統係 BADA 2.4GHz 3.5W 無線影像音頻傳送器（以下簡稱為 BADA 3.5W）（圖 3.10），可以進行一對四的無線影像接收，並具有圖像自動切換功能。BADA 3.5W 的微波抗干擾性能以及音/頻接收品質均良好，使它可以在無障礙環境下進行長距離影像傳輸。其系統特性如下：

- A. BADA 3.5W 採用四通道開關，可監看四個不同的無線影像畫面；
- B. BADA 3.5W 發射功率為標準 3.5W，有效傳送距離為 400-500 米，若使用高增益天線，有效距離可達 10 公里以上。



圖 3.10 BADA 3.5W 2.4G 無線影像傳送

(3) 地面控制車 GCS

本專案配合 UAV 導入專屬之地面控制車(Ground Control Station, GCS) 於驗收後開始使用於每次任務中。此控制車同時搭載 UAV 控制設備，並兼具運用 UAV 設備的功能。該整合工作環境可讓出勤準備時間縮短至 1 小時之內，現場佈署時間縮短至 30 分鐘之內。該專用地面控制車之特色如下：

- A. 具備自動追蹤天線系統，可進行量化追蹤；
- B. 加高天線基座至離地 5 米，有效避開周遭阻擋物；
- C. 提昇天線接收敏感度，提昇接收品質；
- D. 規劃固定之操作介面，強化出勤機動性；
- E. 增加可攜行空間，可同時載送三名人員與機具；
- F. 空間設計客製化，降低 UAV 勤務壓力。

圖 3.11 中展示了車輛的照片與簡易規格，表 3.4 為其相關說明。



地面控制站	PC 等級工作站
影像控制站	PC 等級工作站
資料鏈路	900M Hz ISM 頻帶
影像鏈路	900G Hz ISM 頻帶
微波中繼系統	微波傳輸

圖 3.11 UAV 地面控制車 GCS 規格

表 3.4 UAV 地面控制車之特色

特色	詳細說明
地面控制站	無人飛機地面控制站系統採用全中文化之人機介面，地面操作人員得以在控制半徑內，隨時對定翼型 UAV 進行即時監測、變更飛行計畫與控制攝影酬載。
影像控制站	影像控制站可監控無人飛機回傳之影像，並進行即時錄影。
通訊系統	配載長距離數據通訊鏈路與自動追蹤天線，控制半徑可達 20 公里以上，即時影像傳輸半徑可達 15 公里以上。
資料中繼	由地面控制站與影像工作站所收集的資料，可以透過無線網路將資料回傳至控制中心。
搭載空間	GCS 車上可以同時搭載飛航任務所有相關設備，搭配挑高式的自動追蹤天線，使出勤更具機動性。

3.1.2 旋翼型 UAV 功能設計

直昇機無論載人或無人，學術上專業的稱呼為旋翼型飛機（Rotorcraft），是一種具備垂直起降以及可以空中停懸的飛行器。直昇二個字說明其具有垂直起降的能力；旋翼則是點出升力的主要來源為飛行時不斷旋轉的機翼，也顯示了這種飛行器與一般常見固定翼飛行器之間最大的差異。直昇機飛行的基本概念，就如同竹蜻蜓一樣，利用葉片的旋轉時所產生相對的氣流，藉此獲得升力，當升力大於機體重量時便離地飛起。而旋翼型飛機又分為兩葉片旋翼、三葉片旋翼、四葉片旋翼等，本專案中採用兩葉片旋翼型 UAV。



圖 3.12 旋翼型 UAV—KYOSHO 60 級照片

圖 3.12 為本專案所採用之旋翼型 UAV，為日本京商 60 級直升機 (KYOSHO 60 級)，最大起重 7 公斤，續航力 0.25 小時，規格如表 3.5。

表 3.5 旋翼型 UAV—KYOSHO 60 級之基本規格

項目	說明
旋翼直徑	1.6 公尺
最大起飛重量	7 公斤
酬載重量	1.5 公斤
巡航速度	50 公里/小時
續航時間	0.25 小時
飛控電腦	有，但無自主導航飛行能力
特色	可滯空停懸

表 3.6 為旋翼型 UAV 的標準酬載，此外尚酬載了 GPS、IMU 與資料記錄器，如同定翼型 UAV 所酬載者。

表 3.6 旋翼型 UAV 其標準遙測酬載系統之基本規格

項目	說明
數位相機	Sony -α350 相機，有效像素約 1403 萬
相機鏡頭	變焦鏡頭 (18~70mm)，鏡頭均設定於 18 mm 進行本專案之拍攝作業。
相機快門控制	手動遙控控制
相機影像儲存系統	相機內建 SD 記憶卡 (8GB)
即時影像傳輸系統	RF 類比傳輸，有效距離 5 公里

以下針對旋翼型 UAV 所設計的功能逐一說明：

1. 飛控電腦

旋翼型 UAV 搭載的飛控電腦與定翼型 UAV 相同，不過目前旋翼型 UAV 採手動飛行控制，並無使用飛控電腦來進行飛行控制，僅使用其飛行記錄的功能，用以記錄旋翼的飛行軌跡、姿態角與拍攝時間。

2. 載機坐標全球定位系統接收機 GPS

為強化旋翼型 UAV 系統之空間定位精確度並提昇定位頻率，目前所採用的 GPS 接收機為 5Hz 更新率的 Garmin GPS 接收機，與定翼型 UAV 所採用者相同（圖 3.3），詳細規格請見附錄三。

3. 飛航姿態儀 AHRS

旋翼型 UAV 所採用的 AHRS 系統與定翼型者相同，係由 MicroStrain 公司所生產的 3DM 姿態與航向參考系統，其具有高精確度、高動態與低漂移的特性，適合用於測量穩定狀態下之動態物體姿態，詳細規格請見附錄三。

4. 影像酬載

旋翼型 UAV 使用 Sony α 350 相機作為影像酬載，目前搭配 18~70mm 變焦鏡頭，固定焦距在 18mm 進行本專案之空中拍攝任務。



圖片來源：SONY 官方網站

圖 3.13 Sony α 350 單眼數位相機

所採用數位單眼專用標準變焦鏡頭，焦距約為廣角 27mm 到中望遠 105mm，涵蓋各種使用頻率高的焦段。鏡頭設計輕薄短小，採用非球面鏡片與 ED (Extra low Dispersion) 超低色散鏡片，確實修正廣角拍攝常見的各種像差。詳細規格請參閱附錄三。



圖 3.14 SONY SAL-1870 DT 18-70mm 變焦鏡頭

5. UAV 數據記錄次系統

旋翼型 UAV 所搭載的飛行記錄器與定翼型相同，記錄重要參數資訊如：位置、姿態、與拍攝時間點。目前 UAV 飛行控制電腦利用標準之 MMC 記憶卡，以每秒 35 次的記錄頻率記錄該系統下的所有狀態變化，包含：飛行控制電腦所記錄的 GPS 的定位資訊、IMU 的姿態資料，以及數位相機的觸發時間，而這些數據將用於後續計算該相片的對應坐標。

6. 通訊系統與地面導控站

(1) 即時影像資料鏈

旋翼型 UAV 所使用的即時影像傳送系統為 1.2G 微波影像系統，有效距離約達 6 公里以上。因旋翼型 UAV 的酬載能力有限，因此在設備的選擇上，考量體積與重量兩方面，故在傳輸功率上較定翼型 UAV 所使用的即時影像資料鏈小，傳輸的距離也較短。



圖 3.15 1.2G 微波傳送系統

(2) 飛行資訊疊加設備

由於旋翼型 UAV 採手動飛行控制，雖然有裝置資料記錄設備，但仍無法提供駕駛員一個即時顯示的飛行資訊。為了解決這個問題，在本專案中使用了飛行資訊疊加設備，其設備的方塊圖如圖 3.16，此設備可以將 GPS 資訊，如高度、對地速度、航向角與離原點距離等資訊，利用影像疊加的技術疊合在回傳的即時影像上，讓駕駛員可以在即時影像監視器上看到旋翼型 UAV 目前的狀態，使駕駛員可更穩定地控制載具在特定高度，補強無自動化高度控制的問題。

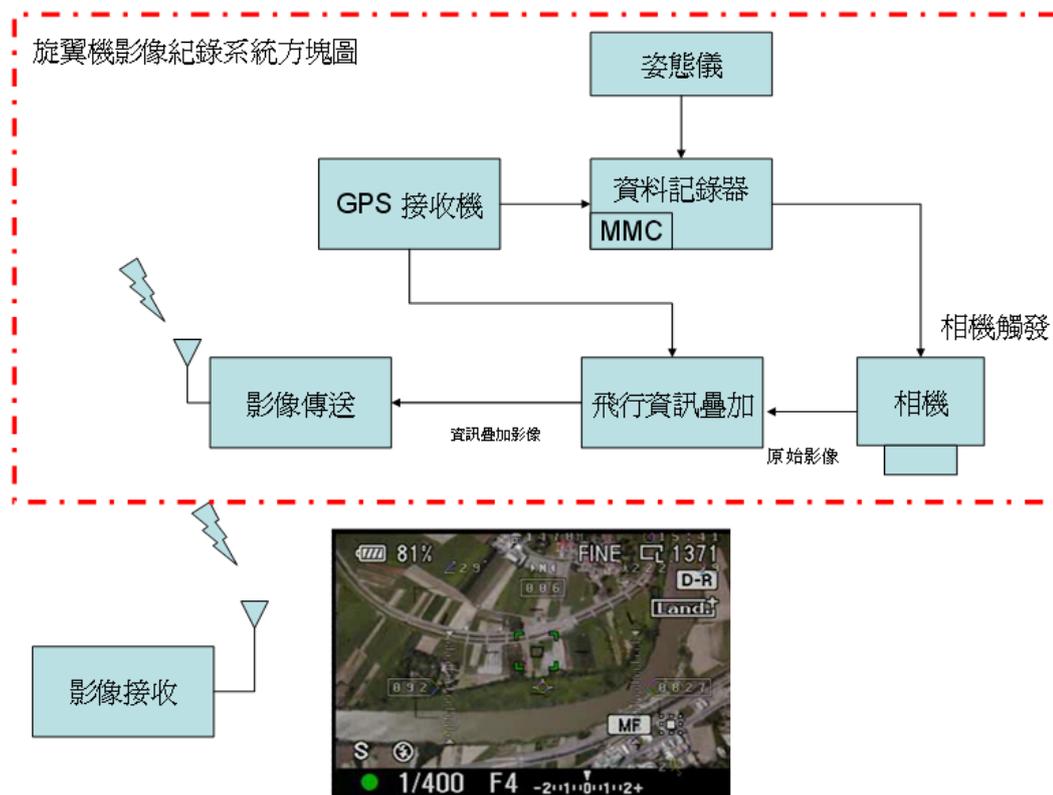


圖 3.16 旋翼機影像記錄系統方塊圖

(3) 地面導航設備

旋翼型 UAV 所使用的地面控制設備為一攜帶式之主控台，主控台上裝置有旋翼控制器與即時影像監視器。為了讓駕駛員可以更清楚地日光下進行目視操作，監視器的四周裝置有遮光罩，用於提昇操作時的辨識度。以人機互動的方式操控旋翼型 UAV，配合上述之飛行資訊疊加設備，駕駛員可由即時畫面上看到載具目前的高度、速度、航向與距起飛點距離，有效提昇載具控制的精確度。



圖 3.17 旋翼機地面導控設備與監視器畫面

3.2 感應器機電整合

本專案規格書雖未提及需整合 POS 系統，本團隊基於研發與開發相對低價位之航拍系統，承諾研究與整合 UAV 之 POS 系統。其感應器機電整合，是利用高精度 IMU 與相位接收之 GPS 整合 POS 系統，以利航拍解算之用。

目前機電整合項目已完成測試，並於定翼型 UAV 中使用。旋翼型 UAV 則因酬載重量的限制，無法承載所有設備。

3.2.1 感應器機電整合架構

圖 3.18 為機電整合系統硬體架構圖。機電整合系統主要是由電源轉換電路、MMQ、AEK-4T、AntiLog 組成，在 DoDoPro3 上面以 MMQ、AEK-4T 接收 GPS 的 Code data 與 Phase data 回傳給 AntiLog 記錄，還有記錄相機按下快門的數位訊號。

電池提供 12V 給電源轉換電路把 12V 輸入電壓轉換為輸出電壓： $\pm 12V$ 、3V、5V 電壓提供給 MMQ、AntiLog、AEK-4T，而 MMQ、AEK-4T 與相機訊號會把資料同時傳給 AntiLog 記錄。由於我們須要同時供應提供電壓給 MMQ、AEK-4T、AntiLog，但各個裝置的電壓不同，不能只提供單一電源，故須製作電源轉換電路輸出不同的電壓提供給各裝置，另外以鋰聚電池供應 12V 電壓給電源轉換電路（圖 3.19）。此外，因本專案需要單航次規劃 2 小時以內飛行航拍，容易消耗電源，因此使用可充電的鋰聚電池提供電源給電源轉換電路。

圖 3.20 為資料傳輸的架構。AntiLog 資料記錄器具有 10Hz 的 update rate，並且具有兩個 RS232 port，也能記錄數位訊號，故可同時接收並儲存 MMQ-G 與 AEK-4T 的資料與相機訊號。

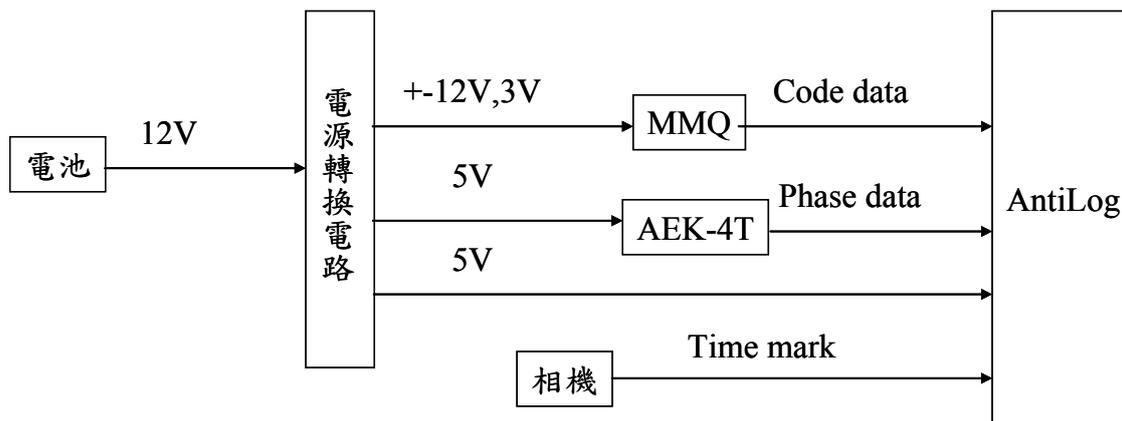


圖 3.18 機電整合系統硬體架構圖

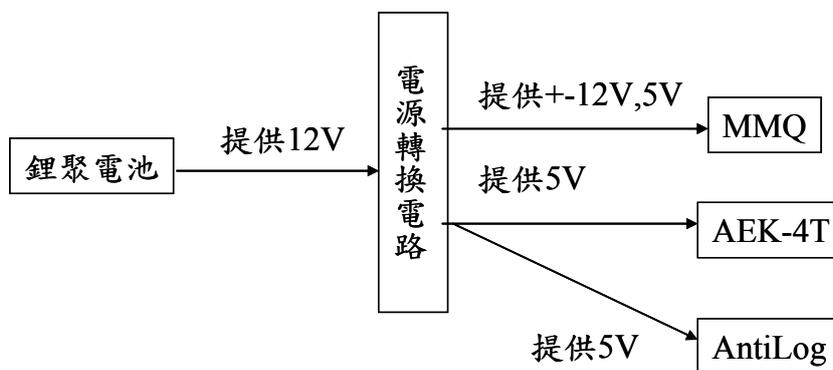


圖 3.19 電源供電架構圖

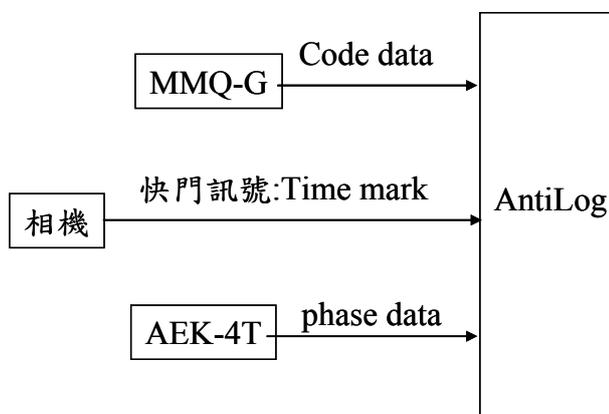


圖 3.20 資料傳輸架構圖

3.2.2 感應器硬體規格

1. 衛星定位系統 (GPS)

全球定位系統 (Global Positioning System, GPS) 係採用單頻 AEK-4T (圖 3.21), 其規格如表 3.7 所示。



圖 3.21 GPS 照片

表 3.7 AEK-4T 規格表

項目	AEK-4T
功能	可以接收 RAW data 的 GPS phase 資料
Communication port	USB, RS232 port
Updaterate	10Hz
電壓	5V
體積	74mm x 54mm x 24mm

2. 慣性導航儀 (IMU)

慣性導航儀 (International Mathematical Union, IMU) 採用戰術級 MMQ-G (圖 3.22)，其規格如表 3.8 所示。



圖 3.22 MMQ-G 照片

表 3.8 MMQ-G 規格表

項目	MMQ-G
功能	接收 GPS 的 Code data
Communication port	RS232 port
Update rate	100Hz
電壓	+12V、3V
體積	48mm x 48mm x 68mm

3. 資料記錄器

資料記錄器採用 Martelec 的記錄器 AntiLog (圖 3.23)，其規格如表 3.9 所示。



圖 3.23 AntiLog 照片

表 3.9 AntiLog 規格表

項目	AntiLog
功能	可以同時記錄兩台裝置的資料，以及 Digital Input 訊號
Communication port	RS232 port
Update rate	100Hz
電壓	4.5~18V
體積	54mm x 110mm x 41mm

4. 電源轉換電路

為符合上述感應器與記錄器電源規格，並考量 UAV 酬載受空間與重量限制，電源需自行設計電源轉換電路（圖 3.24），其規格如表 3.10 所示。



圖 3.24 電源轉換電路照片

表 3.10 電源轉換電路規格表

項目	電源轉換電路
功能	在輸入電壓為 12V 時，就會輸出 +12V、3V、5V 的電壓提供給 AEK-4T、MMQ-G、AntiLog
輸入電壓	12V
輸出電壓	+12V、3V、5V
Communication port	MMQ-G 輸出資料的 RS232 port
體積	124mm x 79mm x 31mm

整合上述的硬體規格，圖 3.25 為機電整合模組的外觀，由俯瞰可見到資料記錄器的顯示燈號與開關按鈕；由側面則可見到電源與訊號傳輸線。圖 3.26 為機電整合模組內部的情況，可見到記錄器的顯示燈號與開關按鈕。其規格如表 3.11 所示



圖 3.25 機電整合模組外觀：俯瞰照片（左）；側面照片（右）

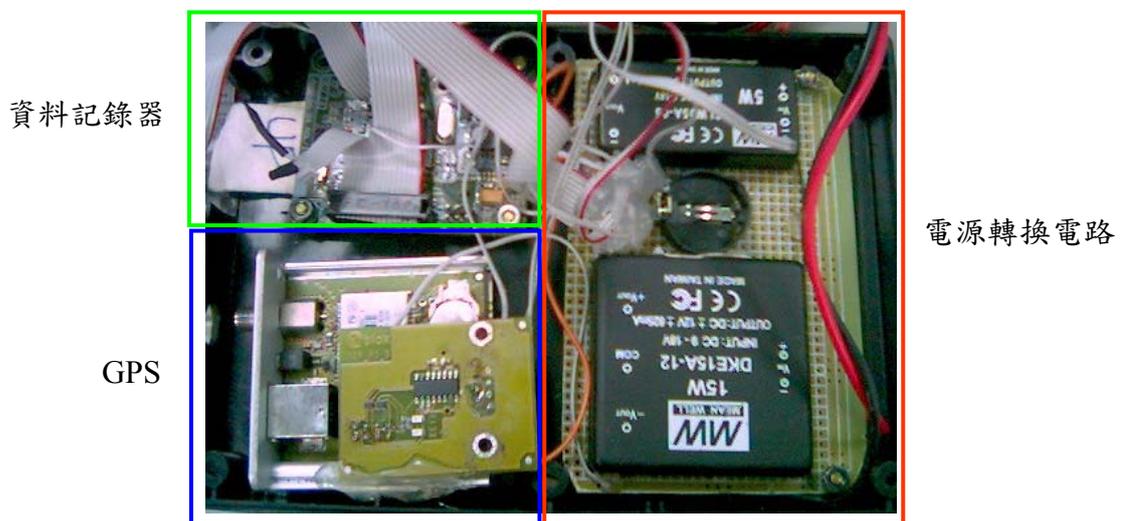


圖 3.26 機電整合模組內部照片

表 3.11 機電整合組裝模組規格表

項目	機電整合模組
功能	整合 MMQ、GPS、資料記錄器與電源轉換電路的電源與資料傳輸
輸入電壓	12V
輸出電壓	+12V、5V
Communication port	A：電源線 B：MMQ 資料傳輸 DB-9 排線 C：相機訊號線 D：MMQ 電源線 E：資料記錄器資料傳輸 DB-9 排線
體積	70mm x 20mmx 65mm

圖 3.27 為機電整合系統組裝所需之各原件照片，內含 GPS—AEK4T、資料記錄器—AntiLog 以及電源轉換電路。製作一平台盒放置機電系統安裝於飛機上，對照圖 3.28：位置 A 為油箱與佈線的區域；位置 B 擺放機電整合模組；位置 C 擺放 MMQ 與相機，並在相機的上面置放 MMQ，這樣航拍時就能得知拍照的位置與高度仰角。

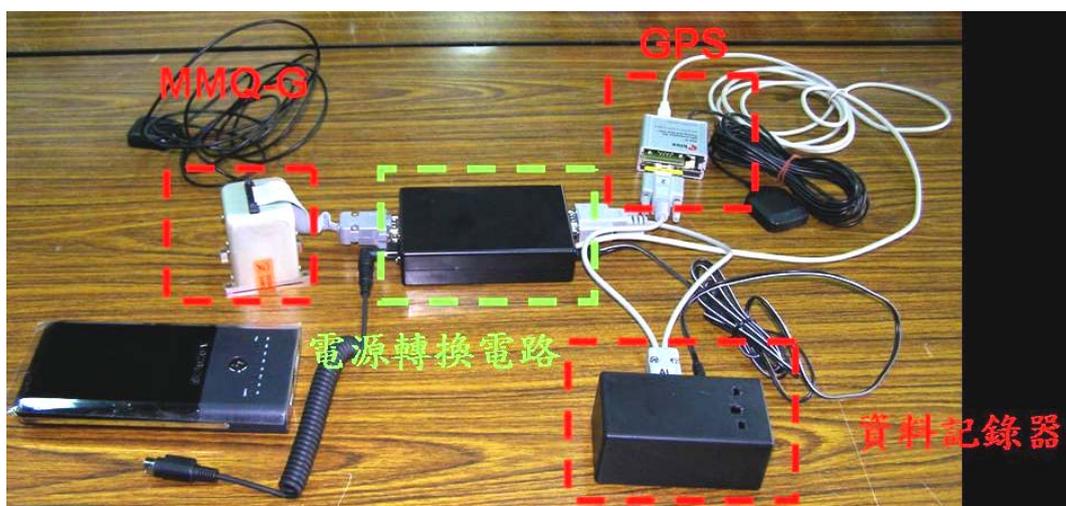


圖 3.27 機電整合系統組裝原件照片

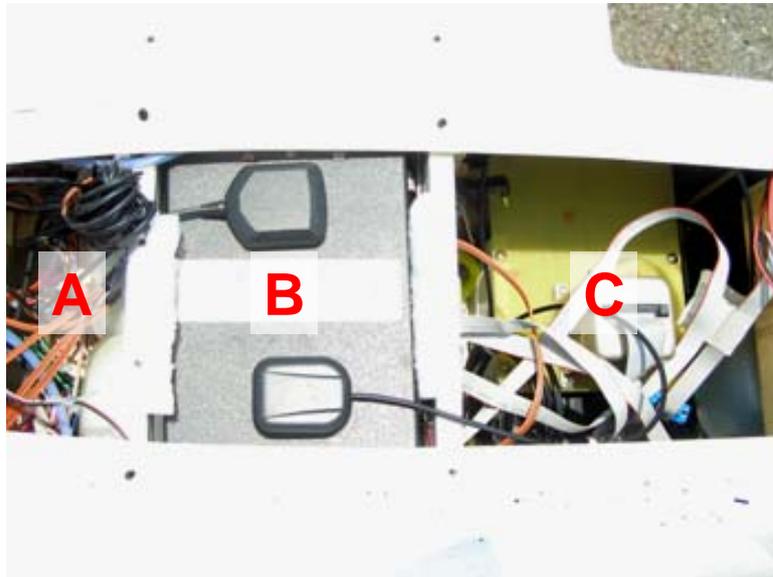


圖 3.28 機電整合系統組裝配置圖

3.3 UAV 後續管理與維護作業

在 UAV 後續管理維護作業上，基本上與大型飛機的需求並無不同，機械系統需要定時的保養，更新零件，航空電子系統亦需定期檢查更新。依據操作經驗，在機械系統上曾經歷的問題包含機體損傷，起落架在降落時的撞擊損傷，引擎汽缸磨損、主軸油封鬆脫、消音器排氣管破裂等導致推力大幅降低的現象，以及舵面傳動機構磨損造成間隙鬆動，舵面傳動機構中推拉桿斷裂（所幸於起飛前檢查發現）等事件，都需要詳實的起飛前、降落後檢查，以及累計飛行時數 25 小時的定時大檢修等標準作業流程（SOP），才能確保飛行安全。在航電系統上，除累計飛行時數 25 小時的定時大檢修之外，現行做法是，每飛行 100 小時即全面更換所有的航電系統與線束以確保飛安，機載電池則每年汰換。因此，在 UAV 的管理上，所有的飛機以及組件都必須詳實的記錄，以便追蹤維護。基於飛安考量，亦須規劃與估算此項目中人物力所需的成本。

3.4 相機選定與鏡頭率定

3.4.1 相機選定

航空測量由早期之類比式、解析測量（光學配合攝影機），到目前廣泛使用之數值航測（約距今 7~8 年前），功能亦視需求而異，本專案之航測係針對有興趣之點位量測、製圖，而非以精準定位為目的，故可不需要 GPS 高度準確的定位，但適合大面積全面量測。

航空測量與近景攝影測量之原理雷同，攝影測量早期是以類比式相機來拍攝，此攝影測量相機為專業、精密且昂貴。主要是其內部有精密的框標，解決了影像從類比轉換成數位之內方位參數與鏡頭畸變差（Lens Distortion）校正，這是其他非專業相機無法取代。但隨著科技進步數位相機的大眾化，數位相機解決了這個問題，故近來近景攝影測量之研究又興盛起來，近景攝影測量商業軟體也逐漸成熟，其精度也達到 mm 等級。反觀航空測量是否也可應用此類非專業型量測相機，其精度、機動性與成本等課題值得研究。

本專案目標之一即利用 UAV 飛行航拍作業，及與地面測量車系統整合測試。由於 UAV 載重與經費考量，其搭載感測器為經過率定之專業型或消費型數位相機，並非測量型相機。故必須從航空攝影測量原理與市售專業數位相機機種性能等，重新思考此問題。

表 3.12 市售數位相機基本規格

相機型號	WL 像數	感測器尺寸 (mm)	ccd size (μm)	總像數 (萬)
Sony α 900	6048	35.9	5.935846561	2438.5536
	4032	24	5.952380952	
Sony α 350	4592	23.5	5.117595818	1403.3152
	3056	15.7	5.137434554	
CANON EOS 5D Mark II	5616	36	6.41025641	2102.6304
	3744	24	6.41025641	
CANON EOS-1Ds Mark III	5616	36	6.41025641	2102.6304
	3744	24	6.41025641	
CANON EOS-1Ds MarkII	4992	36	7.211538462	1661.3376
	3328	24	7.211538462	
CANON 5D	4368	35.8	8.195970696	1271.9616
	2912	23.9	8.207417582	
Canon EOS 20D	3504	22.5	6.421232877	818.5344
	2336	15	6.421232877	
CANON 30D	3504	22.5	6.421232877	818.5344
	2336	15	6.421232877	
CANON EOS 350D	3456	22.2	6.423611111	796.2624
	2304	14.8	6.423611111	
CANON EOS 400D	3888	22.2	5.709876543	1007.7696
	2592	14.8	5.709876543	
CANON EOS 40D	3,888	22.2	5.709876543	1007.7696
	2,592	14.8	5.709876543	
Canon EOS 450D	4272	22.2	5.196629213	1216.6656
	2848	14.8	5.196629213	
Canon EOS 1Ds Mark III	5616	36	6.41025641	2102.6304
	3744	24	6.41025641	
NIKON D700	4,256	36	8.458646617	1205.2992
	2832	23.9	8.439265537	
<u>Nikon/Nikkor D2Hs</u>	2464	23.7	9.618506494	402.1248
	1632	15.6	9.558823529	
Nikon D2XS	4,288	23.7	5.527052239	1221.2224
	2848	15.7	5.512640449	
Nikon D200	3872	23.6	6.095041322	1003.6224
	2592	15.8	6.095679012	
Nikon D80	3,872	23.6	6.095041322	1003.6224

	2,592	15.8	6.095679012	
Nikon D300	4,288	23.6	5.503731343	1221.2224
	2,848	15.8	5.547752809	
Nikon D3	4,256	36	8.458646617	1205.2992
	2,832	23.9	8.439265537	
Nikon D60	3872	23.6	6.095041322	1003.6224
	2592	15.8	6.095679012	
PENTAX K20D	4672	23.4	5.008561644	1450.1888
	3104	15.6	5.025773196	

評估市售專業數位相機 Sony α 900、CANON EOS 5D 等 12 款、Nikon D700 等 8 款與 PENTAX K20D (表 3.12)。但考慮 1,200 萬畫素 (含以上) 數位相機、鏡頭焦段支援性與相機本身重量，則剩餘 CANON 三款為 5D MarkII、5D 與 450D；Nikon 兩款分別為 D300 與 D700；Sony α 350。由於本專案為初期研發測試階段，故採用現有配備 CANON 450D 及 Sony α 350 為本專案攝影測量之數位相機。

鏡頭選定，考慮重量、價格、焦段三個方面。定翼型 UAV 以相機 CANON 450D 搭配 24mm 定焦鏡；旋翼型 UAV 則完全以重量為優先考量，相機 Sony α 350 搭配 18~70mm 變焦鏡。

3.4.2 相機鏡頭率定

相機率定的目的主要為瞭解該鏡頭之透鏡畸變、焦距與像主點等內方位參數，以便在後續進行三維坐標量測時可自動修正其系統性誤差。

由於本專案所使用之數位相機與傳統類比式量測型相機，兩者主要的差異在於沒有框標可以決定影像坐標，由於 CCD 是使用高精密的次微米半導體科技所製作，故其像平面影像坐標的定義及平坦性較底片穩定一致。因此，本研究擬採用附加參數自率光束法平差進行相機率定，也就是將透鏡畸變當作附加參數來求解 (Fraser, 1997)，如公式(16)為中心透視投影之共線條件式，其中 Δx , Δy 之目的即是用以補償透鏡畸變之附加參數，其數學模式如公式(17)所示。

$$\begin{aligned} x_a &= x_p - c \frac{r_{11}(X_A - X_O) + r_{21}(Y_A - Y_O) + r_{31}(Z_A - Z_O)}{r_{13}(X_A - X_O) + r_{23}(Y_A - Y_O) + r_{33}(Z_A - Z_O)} + \Delta x \\ y_a &= y_p - c \frac{r_{12}(X_A - X_O) + r_{22}(Y_A - Y_O) + r_{32}(Z_A - Z_O)}{r_{13}(X_A - X_O) + r_{23}(Y_A - Y_O) + r_{33}(Z_A - Z_O)} + \Delta y \end{aligned} \quad (16)$$

$$\begin{aligned} \Delta x &= \bar{x} + (K_1 r^2 + K_2 r^4 + K_3 r^6) \bar{x} + P_1 (r^2 + 2\bar{x}^2) + 2P_2 xy + b_1 x + b_2 y \\ \Delta y &= \bar{y} + (K_1 r^2 + K_2 r^4 + K_3 r^6) \bar{y} + P_2 (r^2 + 2\bar{y}^2) + 2P_1 xy \end{aligned} \quad (17)$$

其中

X_O, Y_O, Z_O 為相片坐標；

X_A, Y_A, Z_A 為地面坐標；

$$\bar{x} = (x - x_p), \bar{y} = (y - y_p), r = \sqrt{\bar{x}^2 + \bar{y}^2}$$

(x_p, y_p) : Principal Point, (x, y) : Image Point

K_1, K_2, K_3 用以描述輻射透鏡畸變 (Radial Distortion) 係數；

P_1, P_2 用以描述偏心畸變 (Decentric Distortion) 係數；

b_1, b_2 用以描述像平面變形係數。

本專案之目的並非研究不同的透鏡畸變模式或平差數學模式，故採用商用軟體進行相機率定，最後並比較分析這些方法所得成果之定位精度及一致性，以便應用在立體製圖或 DTM 製作時提供精確的影像坐標。專案採用了 Potometrix iWitnessPro 軟體進行相機率定，此軟體提供了 48 個特殊設計的人造標（Cronk, et al., 2006; Fraser & Cronk, 2008），如圖 3.29 所示，可進行自動化辨識以完成大量共軛點影像點之量測，完全不需要人工量測連結點即可完成相機率定工作，率定過程中可將這 48 個人造標佈置在任意的三度空間場所中，範圍約 5x5 平方公尺，圖 3.30 為一範例影像。

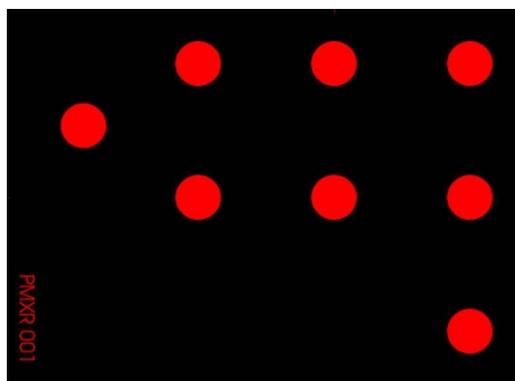


圖 3.29 相機率定使用之人造標

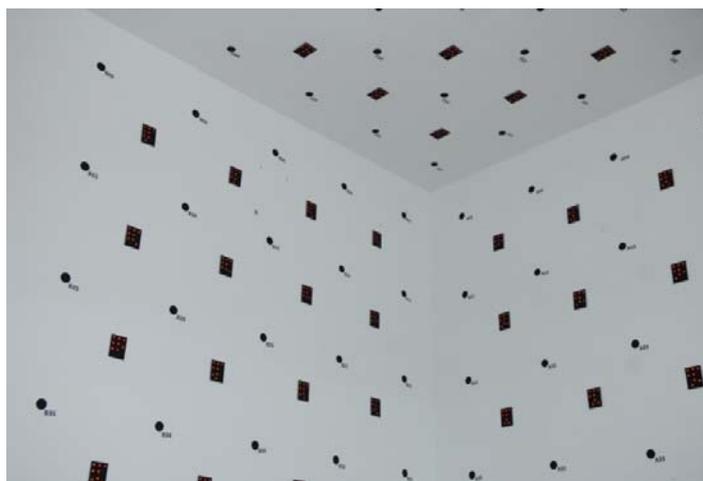


圖 3.30 相機率定室內控制場範例影像

表 3.13 為 CANON 450D 相機所採用的定焦鏡頭，其參數率定之成果。鏡頭相關規格詳見附錄三。

表 3.13 CANON EOS 450D 定焦鏡頭率定參數

Principal distance	$c = 24.4000\text{mm}$
Principal point offset in x-image coordinate	$x_p = 0.0626\text{mm}$
Principal point offset in y-image coordinate	$y_p = 0.0248\text{mm}$
3rd-order term of radial distortion correction	$K1 = 1.85806\text{e-}004$
5th-order term of radial distortion correction	$K2 = -2.76627\text{e-}007$
7th-order term of radial distortion correction	$K3 = -2.56674\text{e-}011$
Coefficient of decentering distortion	$P1 = -1.8202\text{e-}005$
Coefficient of decentering distortion	$P2 = -1.2546\text{e-}005$
No significant differential scaling present	$b1 = 0.0000\text{e+}000$
No significant non-orthogonality present	$b2 = 0.0000\text{e+}000$

表 3.14 為 Sony α 350 相機所採用的變焦鏡頭，其參數率定之成果。鏡頭相關規格詳見附錄三。目前將 18~70mm 變焦鏡頭，固定焦距在 18mm 進行本專案之空中拍攝任務。

表 3.14 SONY DSLR A350 變焦鏡頭率定參數

Principal distance	$c = 18.8218\text{mm}$
Principal point offset in x-image coordinate	$x_p = -0.0423\text{mm}$
Principal point offset in y-image coordinate	$y_p = 0.3123\text{mm}$
3rd-order term of radial distortion correction	$K1 = 4.74330\text{e-}004$
5th-order term of radial distortion correction	$K2 = -9.71174\text{e-}007$
7th-order term of radial distortion correction	$K3 = -1.02817\text{e-}009$
Coefficient of decentering distortion	$P1 = -4.1645\text{e-}005$
Coefficient of decentering distortion	$P2 = -9.4521\text{e-}005$
No significant differential scaling present	$b1 = 0.0000\text{e+}000$
No significant non-orthogonality present	$b2 = 0.0000\text{e+}000$

第4章 空拍任務過程

4.1 空拍作業區域

本專案作業範圍為辦理 UAV 飛行航拍作業及與地面測量車系統整合測試地點，其航拍涵蓋範圍以 3×3 公里為原則，以便後續據以評估正射影像及立體成像之可行能及潛力。圖 4.1 為選定之測試區域—嘉義朴子，藍色框線所示為空域申請區域，紅色為測試區範圍 3×3 公里，由於該區域為已有詳細控制點地測數據資料，加上區內土地利用類型豐富，具有建物、道路、學校、農地、河川等地物景觀，其中建物區內又有密集區與非密集區的區別，適於測試評估 UAV 空拍製圖性能，所拍攝資料可作為日後成果之比對。

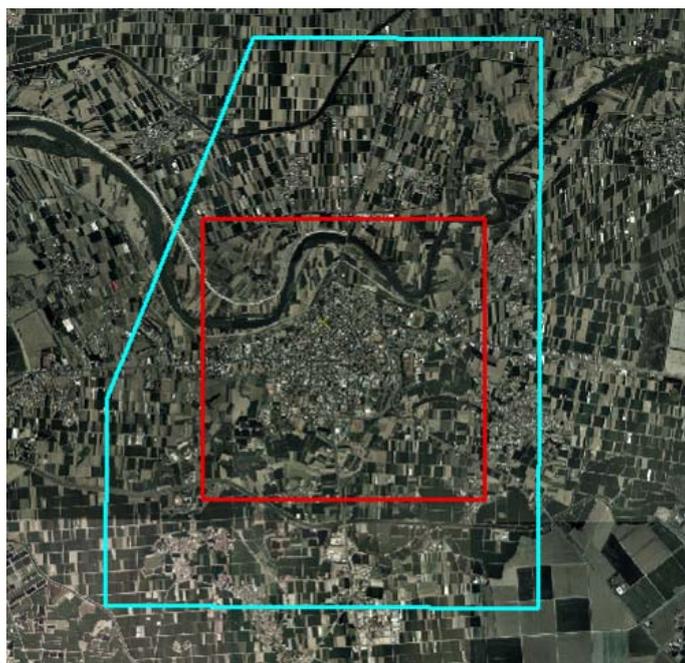


圖 4.1 測試區示意圖

4.2 依法申請空域

「實施航空測量攝影及遙感探測管理規則」業經內政部於 97 年 7 月 23 日以台內地字第 0970117813 號令訂定發布，本規則自發布日施行。其法規細則詳見附錄二。

由於本專案涉及民用航空局對機場四週禁止施放有礙飛航安全物體實施要點，而國土測繪法則規定需在施測前十五日提出申請，故空拍作業前須申請空域（圖 4.2 右）。任務團隊必須根據所屬區域，向鄰近之塔台負責人協調使用空域。全台灣之空域分屬北中南三區塔台管制，因海域不同需向不同單位進行聯絡與協調（表 4.1），在確認空域可使用後，需發文向民用航空局申請空域，待申請通過後始得進行 UAV 飛航任務，如此一來，在本專案任務使用空域的同時，其他飛行器將依循機場近場台席位人員指示，避開已接受申請的區域。因空域需於 48 小時前公布給各飛航單位，因此若申請火炮射擊空域則需於兩星期前進行申請。申請公文範例得參考附錄一。

表 4.1 空域申請事宜聯絡資訊一覽

單位	聯絡人	電話
桃園塔台（北）	陳台長	(03) 398-3019
台中塔台（中）	余台長	(04) 2615-3351
高雄塔台（南）	林副台長	(07) 805-7701
民用航空局航管組	顧小姐	(02) 2349-6129
民用航空局飛航服務總台	黃小姐	(02) 8770-3692

確認拍攝範圍後，即進入 UAV 之調用程序，調用標準流程如圖 4.2。

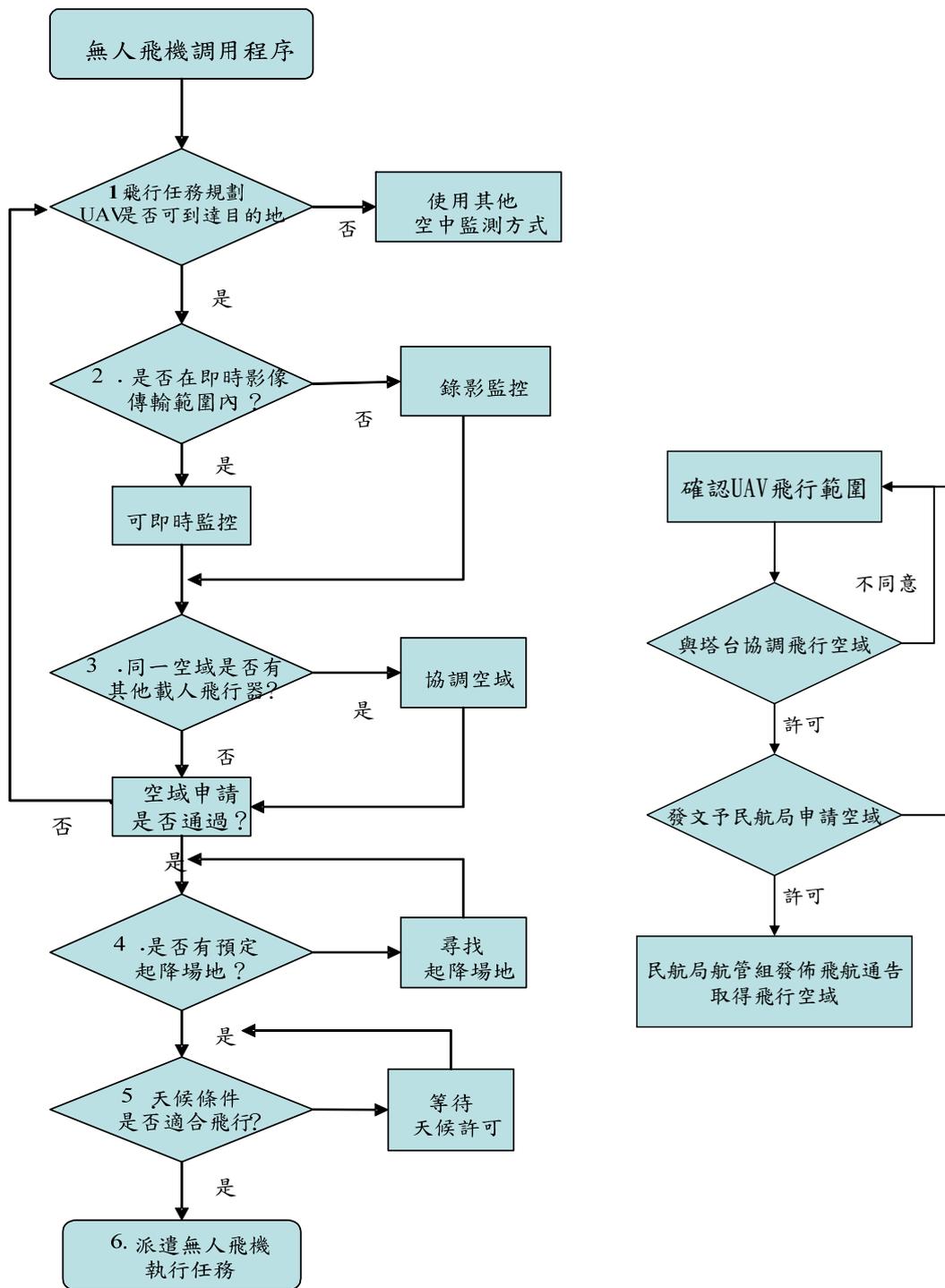


圖 4.2 UAV 調用標準作業程序（含空域申請流程圖）

4.3 作業所需時間評估

根據任務性質的不同，由表 4.2 的各項步驟可估算由出發到開始執行任務之時間。出勤所需要的時間可以劃分為兩大部份，一為出勤前的準備時間，諸如空域與相關許可的申請，目前空域申請必須在進行飛行前約兩個星期前提出，而航拍申請時間則需視申請進度而定。在完成相關申請動作後，需進行任務分析與飛行路線之規劃，通常需要 4 到 8 個小時來完成。

接下來任務進行所需的時間則視作業地點而定，根據表 4.2 可簡單統計由整備出發到現場佈署完成所需要的時間，若所申請通過的空域有其時效性，則需考慮提前一天到達，以縮短出勤所需之時間。本專案相關的設備皆放置台中神岡交流道附近，以方便快捷到達縣內的各個指定地點。

另外，由於定翼型 UAV 的起降須顧及到場地或跑道是否合宜，圖 4.3 為在朴子地區內所選定的第一起降點跑道，而選定跑道時所需評估的項目如表 4.3 所示。



圖 4.3 第一起降點跑道

表 4.2 出勤時間估算表

填表時間:	預備出勤地點:	填表人:
描述:		
項目	時間標準	小計
空域與航拍申請	根據申請之空域位置，可能所需之時間為立即 ~ 48 小時。	_____ 小時
任務分析	包含任務分析、飛行規劃約 4 小時。	_____ 小時
備上車	整備上車等。	需 45 分鐘
移動至任務地點	假設由神岡出發， 至基隆 2.5 小時 至台北 2.0 小時 至沙鹿 0.5 小時 至屏東 2.5 小時 據此推論。	_____ 小時
起降場地找尋	立即 ~ 4 小時，相關判斷標準參見表 4.3。	_____ 小時
現場佈署	30 分鐘內。	_____ 小時
	統計。	_____ 小時

表 4.3 列出合格跑道的評分表，藉由這個簡單的評比，可以快速的評定該地點是否可作為合格任務起降點。除需申請合法空域外，若該場地無法滿足評比表的需求，則需另外尋找適當跑道。

表 4.3 合格跑道的評分表

地點:	坐標: N E	標示時間:
描述:		
項目	說明	評分
起降地點是否在任務範圍內?	UAV 之作業半徑為 15 公里，若起降場地離開作業區過遠，將減少可執行任務的時間。	<input type="checkbox"/> 在任務範圍內 (可) <input type="checkbox"/> 在任務範圍外 (不適用)
跑道長度是否大於 100 公尺?	重量高於 12 公斤之 UAV 需要 100 公尺以上之起降距離。若小於 100 公尺，則只能起降較小型之 UAV，監測範圍將縮小。	<input type="checkbox"/> 大於 100m (可) <input type="checkbox"/> 小於 100m 大於 70m (僅適合小型 UAV) <input type="checkbox"/> 小於 70m (不適用)
跑道是否平整?	跑道平整度影響起降成功率，柏油路、水泥地等人工路面為最佳選擇。	<input type="checkbox"/> 平整 (可) <input type="checkbox"/> 尚可 (可) <input type="checkbox"/> 崎嶇 (不適用)
跑道附近視域是否淨空?	是否有大型電力、風力設施? 是否有防風林遮蔽?	<input type="checkbox"/> 無 (可) <input type="checkbox"/> 尚可 (可) <input type="checkbox"/> 接近 (不適用)
附近是否有住家或他人產物?	儘量避免於人口稠密處進行運作。	<input type="checkbox"/> 無 (可) <input type="checkbox"/> 尚可 (可) <input type="checkbox"/> 接近 (不適用)
風力與風向落差是否過大?	若當地風力與風向變異過高，將影響起降安全。風力變化量應在 5m/s 以下，風向變化應在 45 度以內，並且避免正側風之跑道。	<input type="checkbox"/> 可 (可) <input type="checkbox"/> 尚可 (可) <input type="checkbox"/> 正側風 (不適用)
是否適合 UAV 起降?		<input type="checkbox"/> 適合 <input type="checkbox"/> 不適合 <input type="checkbox"/> 其他 _____

4.4 空拍路線規劃

UAV 在飛行途中，雖可以動態進行的變更航道，但是對於其他的飛行器卻無法主動的進行迴避動作，同時亦須事前掌握飛航行經區域的特性。為了避免無人飛機與民用航空器發生空中遭遇，事先的安全考量和任務中的主動防護程序就必須有詳盡的準備，故詳盡的航拍路線規劃（圖 4.4）即為必要步驟。

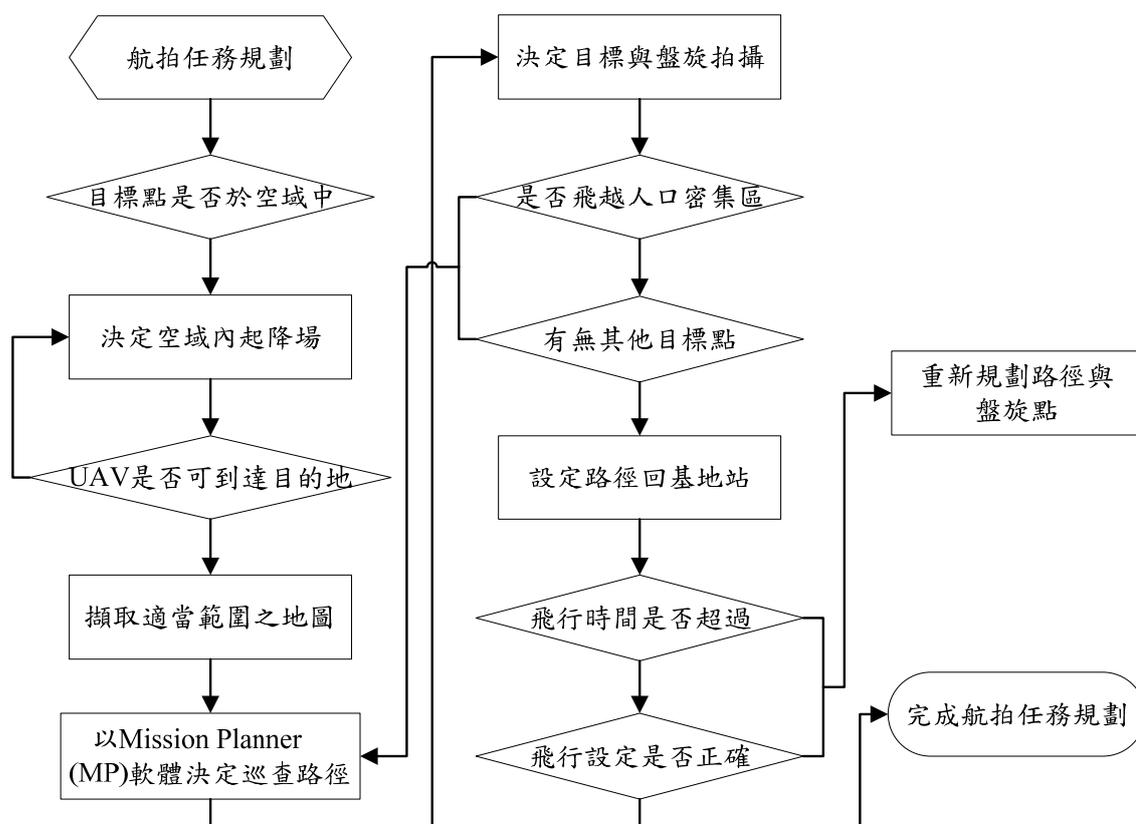


圖 4.4 UAV 航拍任務規劃流程圖

執行空拍任務時，隨著航高（離地高）與空速的變化需考量許多因子，譬如，隨著航高越高，則航帶寬越大，航帶數越少，故所需拍攝的相片數較少。路線規劃中的所涵蓋項目包含：航帶數、相片前後與側寬、相片間距、相片數、解析度、前後重疊、拍照時距、快門速度、飛行時間等。茲分別就定翼型與旋翼型 UAV 空拍路線規劃說明如下。

4.4.1 定翼型 UAV 空拍路線規劃

本專案飛行航高依第三次工作會議決議，定翼型 UAV 飛行航高為 300、600、900 與 1200 公尺，其航線規劃如表 4.4。

定翼型 UAV 搭配 Canon EOS 450D 相機，航拍焦距 24mm，其航線規劃如圖 4.5、圖 4.6、圖 4.7、圖 4.8，顯示不同航高(300~800、800~1200、1200~2000 公尺)之兩條航線間寬度、估計總航程(不含起飛降落階段)、估計總航拍時間(不含起飛降落階段)。

表 4.4 定翼型 UAV 航線規劃表

定翼 UAV Canon 24 側向 49.6 側向 30 [%] 前後 60 [%] 空域 3000 空域 3100
450D [mm] 攝角 [deg] 重疊 重疊 側寬 前後

機型	離地高	航次	相片前後	相片側寬	解析度	航帶寬	相片間距	空速	空速	拍照時距	前後重疊	航帶數	相片數	飛行時間	總航程	快門速度
	[m]		[m]	[m]	[cm]	[m]	[m]	[kt]	[m/s]	[sec]	[%]			[min]	[km]	[1/s]
DoDoPro 3	1200	2	740	1110	26	777	296	60	31	9.6	60	4	46	28	48	238
DoDoPro 3	900	3	555	833	19	583	222	60	31	6.9	62	6	80	30	54	317
DoDoPro 3	600	3	370	555	13	389	148	60	31	4.8	60	8	174	33	58	475
DoDoPro 3	300	2	185	278	6	194	74	60	31	2.1	66	16	671	54	98	950

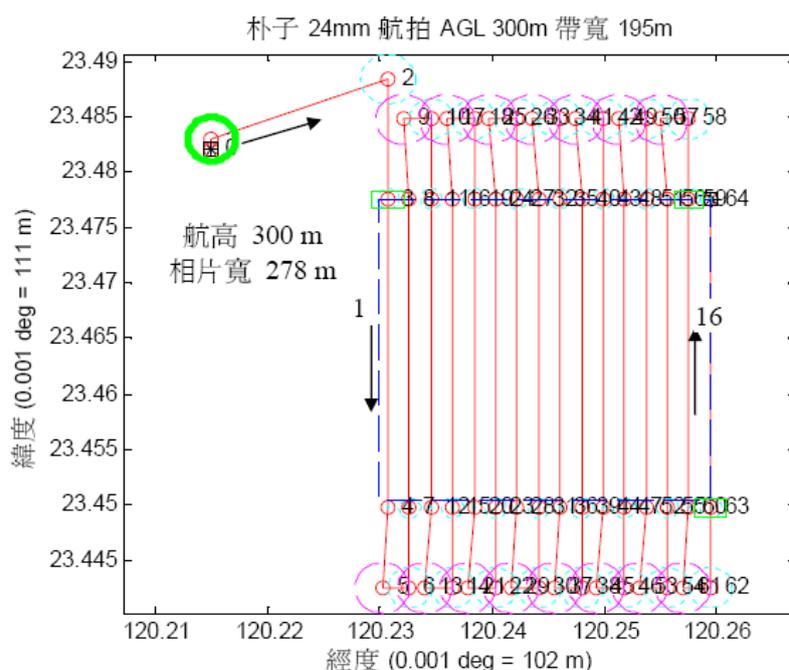


圖 4.5 定翼型 UAV 航高 300 公尺之航線規劃示意圖

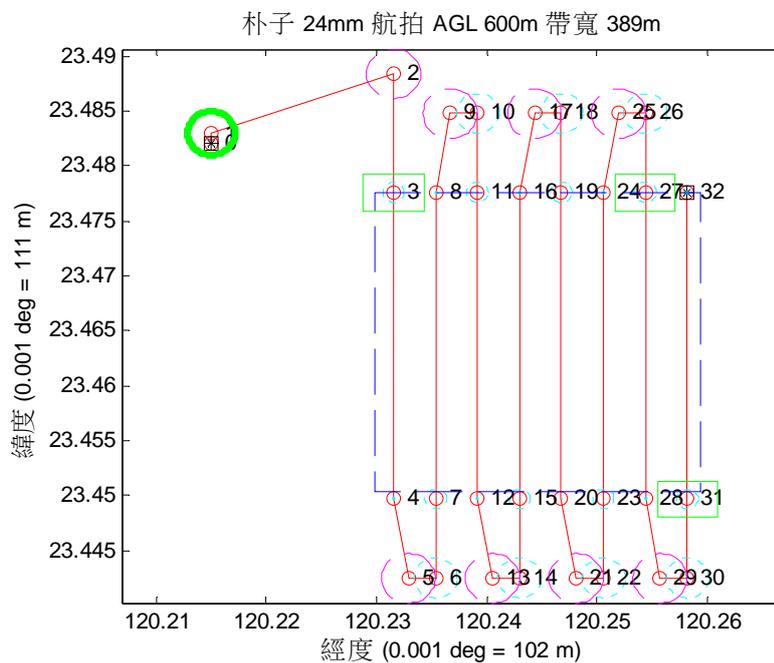


圖 4.6 定翼型 UAV 航高 600 公尺之航線規劃示意圖

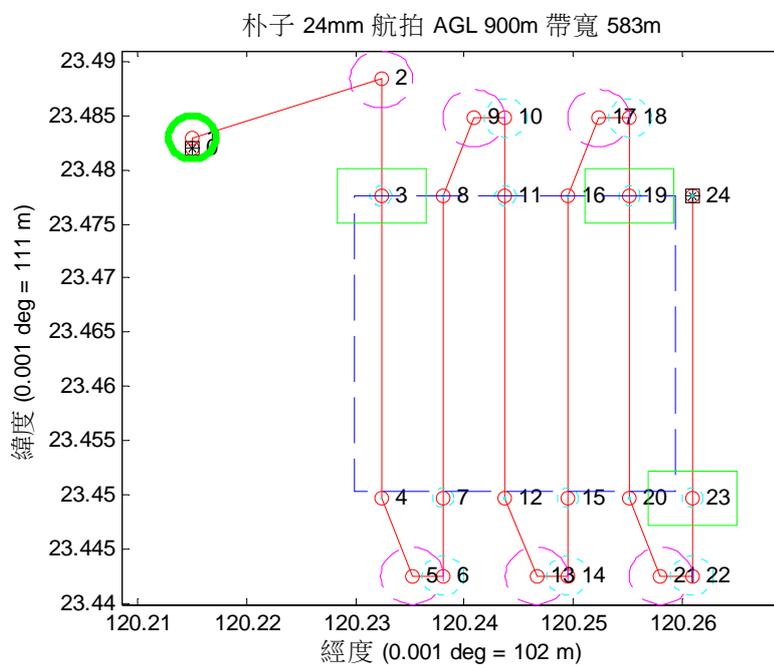


圖 4.7 定翼型 UAV 航高 900 公尺之航線規劃示意圖

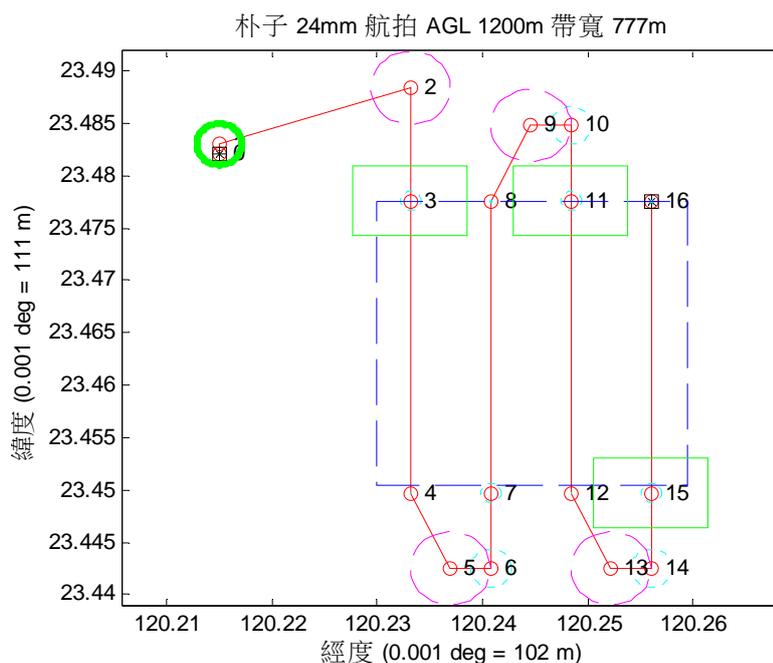


圖 4.8 定翼型 UAV 航高 1200 公尺之航線規劃示意圖

4.4.2 旋翼型 UAV 空拍路線規劃

本專案飛行航高依第三次工作會議決議（參見附錄五），旋翼型 UAV 飛行航高為 600、900 與 1200 公尺，其航線規劃如表 4.5。

旋翼型 UAV 搭配 SONY α 350 相機，航拍焦距 18mm，其航線規劃如圖 4.9、圖 4.10、圖 4.11，顯示不同航高（300~800、800~1200、1200~2000 公尺）之兩條航線間寬度、估計總航程（不含起飛降落階段）、估計總航拍時間（不含起飛降落階段）。

表 4.5 旋翼型 UAV 航線規劃表

旋翼UAV Sony 18 側向 63.3 側向 30 [%] 前後 60 [%] 空域 3000 空域 3100
 a700 [mm] 攝角 [deg] 重疊 重疊 側寬 前後

機型	離地 高	航 次	相片 前後	相片 側寬	解析 度	航帶 寬	相片 間距	空速	空速	拍照 時距	前後 重疊	航帶 數	相片 數	起降 數	快門 速度
	[m]		[m]	[m]	[cm]	[m]	[m]	[kt]	[m/s]	[sec]	[%]				[1/s]
直升機	1200	1	987	1480	35	1036	395	30	15	25	60	3	27	2	89
	900	3	740	1110	26	777	296	30	15	19	60	4	46	2	119
	600	2	493	740	17	518	197	30	15	12	61	6	100	3	178
	300	0	247	370	9	259	99	30	15	6	61	12	382	6	356

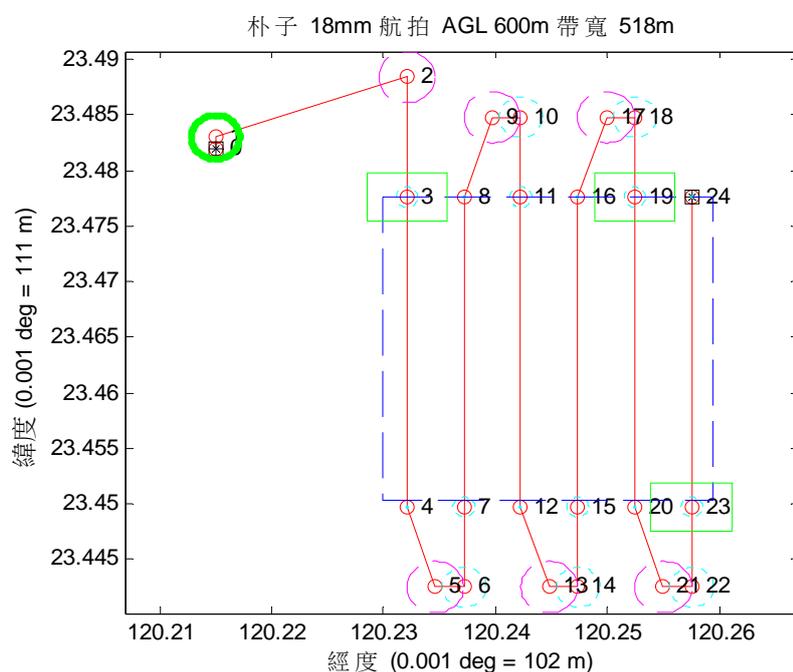


圖 4.9 旋翼型 UAV 航高 600 公尺之航線規劃示意圖

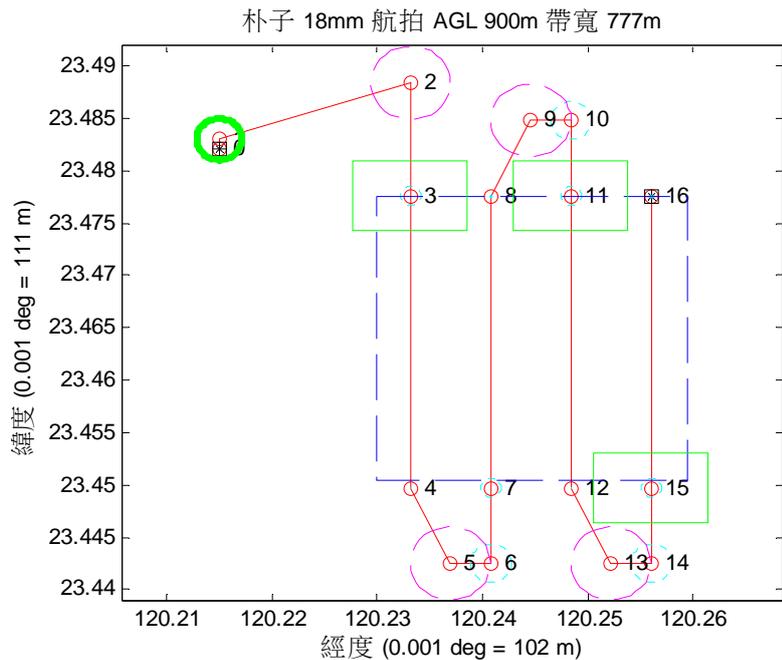


圖 4.10 旋翼型 UAV 航高 900 公尺之航線規劃示意圖

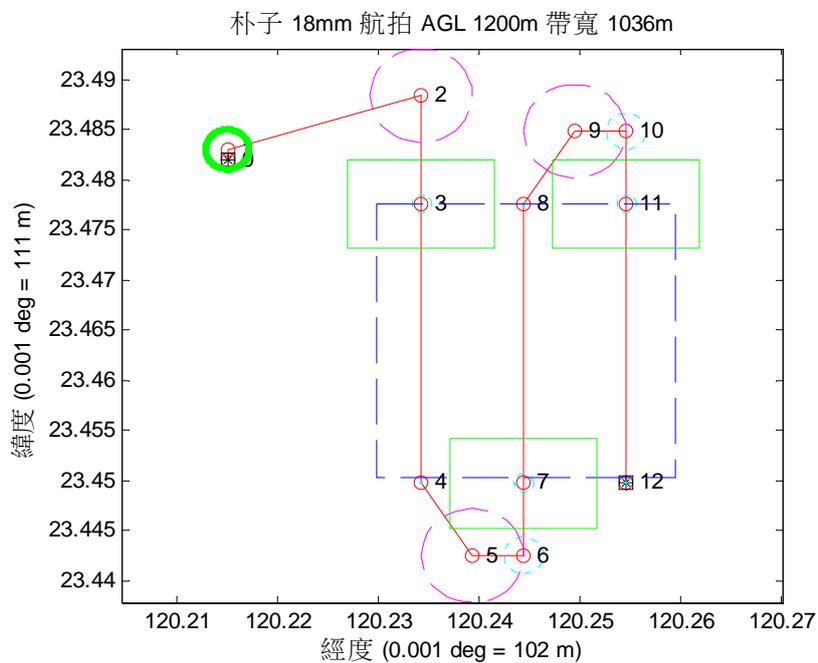


圖 4.11 旋翼型 UAV 航高 1200 公尺之航線規劃示意圖

4.5 空拍作業事項

4.5.1 定翼型 UAV 航攝作業操作方式

對於靜止之目標，諸如污染源、畜牧業、工廠、砂石場或列管坑洞等常被視為 UAV 偵測的重點，對於特定的觀測物來說，UAV 主要採取的策略為定點拍攝、平行拍攝、正射拍攝。以下茲就拍照的幾何原理與其常用技術加以解說。

1. 定點拍攝

定點拍攝是以同心圓繞行於上空盤旋的方式進行拍攝，適用於點狀範圍的監測，如可能為污染源、畜牧業、砂石場或列管坑洞等觀測物體。UAV 可經由改變不同的高度與盤旋半徑，來變更觀測的角度與範圍（圖 4.12），若 UAV 飛行高度 300 公尺；又以半徑 300 公尺對特定點進行盤旋飛行，則廣角 CCD 攝影機可以搜索達特定點半徑 150 公尺內之範圍。若想要更清楚的看到固定觀測點的細節，則可以降低飛行高度，縮小盤旋半徑。因為定翼型 UAV 目前作業之巡航速度皆設定在 50 節以上，為了不讓機身在盤旋時呈現太大的滾轉角度（應小於 45 度），因此建議盤旋的半徑應在 125（ 50×2.5 ）公尺以上，以確保 UAV 不會被強陣風吹離航線。圖 4.13 為定點拍攝實例。

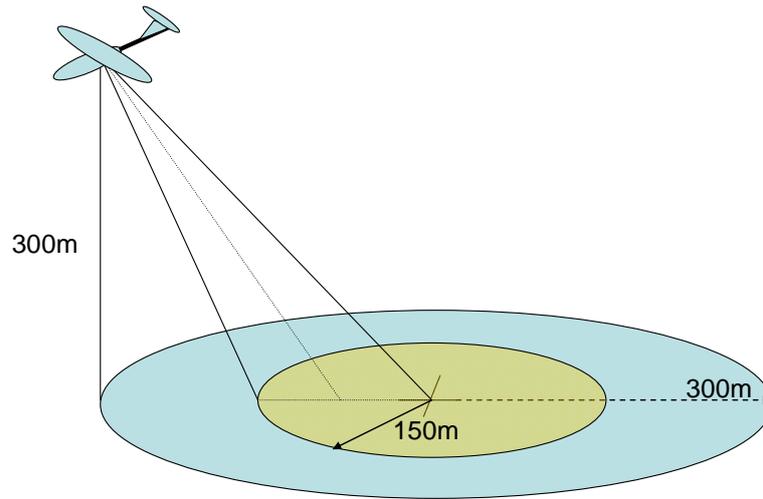


圖 4.12 定點拍攝示意圖



圖 4.13 定點拍攝實例

2. 平行拍攝

對於長條形之固定監測物，諸如海岸線、河川、特定點對點連線等，則以平行拍攝方式為佳。平行拍攝主要設定的參數有拍攝高度、距離拍攝物體距離以及光學酬載之裝置角度。為配合海上任務的需求，目前之光學酬載不論是數位相機或是 CCD 攝影機，皆配置在飛機的左舷、裝置角度為沿左翼延伸線向下 20 度（圖 4.14）。在這個設定下 UAV 可以在水平飛行時，拍攝到遠方海面的畫面。依據海上實際操作經驗，在海平面 300 公尺高，離岸 300 公尺的位置時，可以拍攝到完整之河與岸之交界線。若增加飛行高度，則拍攝到河面的比例會減少，岸的比例會增加。圖 4.15 為水平拍攝實例。

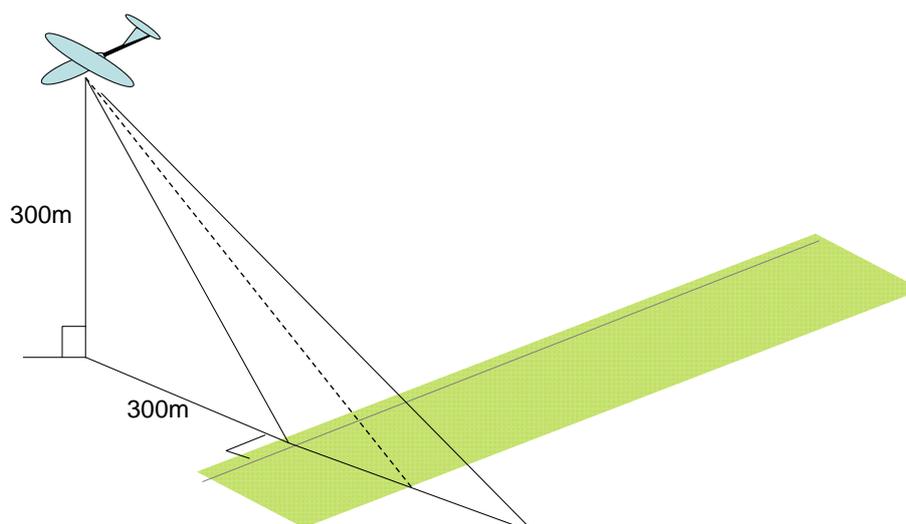


圖 4.14 平行拍攝示意圖



圖 4.15 平行拍攝實例

3. 正射拍攝

正射拍攝（圖 4.16）常用於進行大面積的拍攝作業，UAV 在經過特定排列的航線設定後，直接垂直向下拍攝，任務完成後可以利用照片處理技術將軌跡上的照片進行接合。經過接合的照片可以提供區域變遷的比較基準，經由比較兩個同一地點，但不同時期的大面積正射照片，可以看出該區域的局部變異，進而指出可能的問題點。

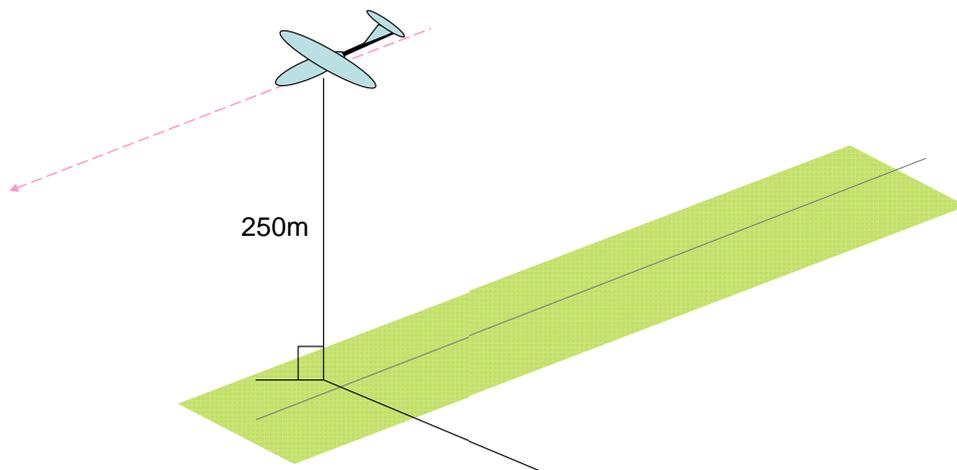


圖 4.16 正射拍攝示意圖



圖 4.17 正射拍攝實例

4.5.2 旋翼型 UAV 航攝作業操作方式

旋翼型與定翼型 UAV 航攝的方式相仿（圖 4.12、圖 4.14、圖 4.16），唯受飛機特性差異之影響，執行各種拍攝的能力兩者不盡相同。

1. 定點拍攝

旋翼型 UAV 的重要優勢之一在於無需跑道便能起飛，易於攜帶且靈活性高。若與定翼型 UAV 相比，旋翼型 UAV 之定點拍攝功能較強。由於旋翼機比定翼機多了垂直移動（Z 軸）的自由度，能夠進行迴旋半徑 0 公尺、巡航速度 0 節的盤旋功能；因此，可以靠近地面飛行，以航高低於 100 公尺的高度進行空拍作業。若遇複雜的地面環境，如林地、山谷等地形，因地景相互遮蔽，可能導致定翼型 UAV 之定點拍攝效率不佳，此時旋翼型 UAV 便能盤旋於空中，以固定視角持續拍攝隱蔽的目標。

2. 平行拍攝

旋翼型 UAV 的平行拍攝方式，基本上與定翼型 UAV 相似，主要的不同在於旋翼型 UAV 的飛行速度較慢、飛行高度較低，依照拍攝目標之特性調整速度與航高。若監測範圍較小、監測目標為靜止或慢速前進，便可考慮採用旋翼型 UAV 進行監測。但仍須注意，一般旋翼型 UAV 的續航力遠比定翼型 UAV 短，故須視任務時間長短與補給頻率指定機型。

3. 正射拍攝

旋翼型 UAV 受其操作較複雜、酬載量較小、載台穩定度較差、巡航速度較慢、高空飛行效率較低等因子影響，故執行正射拍攝的精準度較低，而飛行

與其影像處理成本亦較高。相對於定翼型 UAV 而論，目前旋翼型 UAV 較不適合正射拍攝作業。

4.5.3 不同環境條件下空拍能力之評估

執行 UAV 飛行前，操作人員必須注意氣象變化，當風力變化量達 10 節、陣風超過 20 節、跑道與風向之側風夾角超過 45 度、雨天或颱風天，如遇上述天候條件，若非必要不建議執行任務。即使在於天候條件良好的情況下飛行，現場亦須隨時掌握天候變化。

目前的定翼型 UAV 系統曾於 8 級風狀態下順利執行任務，依據蒲福風級表（表 4.6）：8 級風相當於時速 34-40 公里之風速。不過，根據邊界層理論，風速隨著離地的高度而呈現二次曲線的分佈（圖 4.18），因此若地面風速達到 5 級以上則不建議進行飛行。本專案所使用的旋翼型 UAV 過去曾於 4 級風狀態下順利執行任務，依據蒲福風級表（表 4.6）：4 級風相當於時速 13-16 公里之風速。

定翼機於陣風 6 級下可使用，旋翼機於陣風 4 級下可使用，此為經長期 UAV 使用經驗定出之風速值。若在大於此風速值時進行拍攝，正射角度易有偏差，所拍攝之影像雖可應用，但所需處理時間較長。

此外，UAV 所採用的相機為可見光鏡頭，在有雲霧在航線下方之狀態皆無法取得被遮蔽區域之清晰照片，不過 UAV 的航高較低，故受雲霧主體遮蔽的機率較小，反倒是機身上方的雲霧於地面所造成陰影的效應更為常見。

表 4.6 蒲福風級表

蒲福風級	風況		風速		浪高		
	名稱		m / sec	knots / hr	浪	一般	最高
0	無風 calm	炊煙直上	0 - 0.2	1 以下	無波	公尺	公尺
1	軟風 light air	炊煙微動，風標不動	0.3 - 1.5	1~3	微波	0.1	0
2	輕風 slight	涼快感覺，風標轉動 slight breeze	1.6 - 3.3	4~7	微波	0.2	0.3
3	微風 gentle	樹葉搖擺，旗幟飄展	3.4 - 5.4	8~12	小波	0.6	1
4	和風 moderate	樹枝搖動，風鈴大響	5.5 - 7.9	13~16	小浪	1	1.5
5	清風 fresh	樹葉沙沙，小樹搖擺	8.0 - 10.7	17 - 21	中浪	2	2.5
6	強風 strong	大樹搖動，行走困難 strong breeze	10.8 - 13.8	22 - 27	大浪	3	4
7	疾風 near gale	全樹搖動，人站不穩	13.9 - 17.1	28 - 33	大浪	4	5.5
8	大風 gale	樹枝吹折，步行不能前進 (輕度颱風)	17.2 - 20.7	34 - 40	巨浪	6	7.5
9	烈風 strong	木屋損壞，煙囪吹倒 strong gale (輕度颱風)	20.8 - 24.4	41 - 47	猛浪	7	10

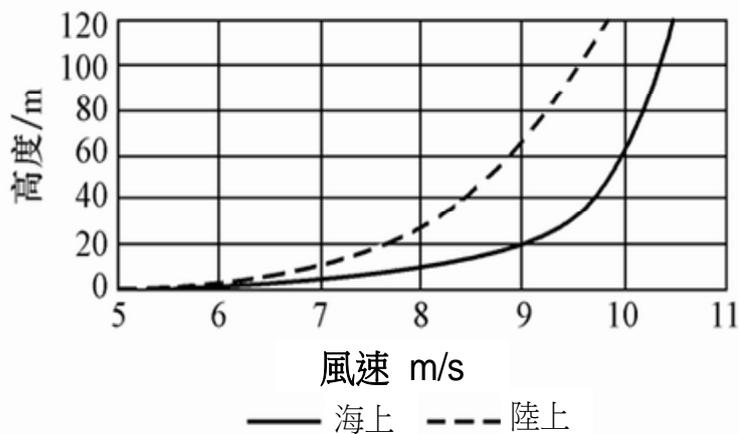


圖 4.18 風速梯度圖

第5章 空拍影像處理

利用 UAV 來進行航空攝影測量，為了探討其精度須進行空中三角解算與正射糾正，其後再將正射影像鑲嵌成幅。而 UAV 另一個重要的特性在於其機動性與即時性，本專案為了發揮此優勢，在考量時效性的前提下，尚直接利用環景拼接圖方式來進行影像幾何糾正與拼接。以下茲就各種影像處理之作業方式與精度加以探討。

5.1 影像快速拼接

評估市面上環景拼接軟體應用於 UAV 攝影影像拼接，優先考慮其拼接功能符合本專案需求的自由軟體，影像快速拼接步驟如下，其流程圖如圖 5.1：

- (1) 先將影像解析度降階處理，增加拼接速度與增加一次可拼接數量。
- (2) 將影像進行環景拼接，將小幅影像拼接成大幅影像。
- (3) 大幅影像中選取數點地面控制點，依 TPS (Thin Plate Splines) 模式將影像作幾何糾正。
- (4) 選取地面檢核點評估影像幾何糾正之精度。

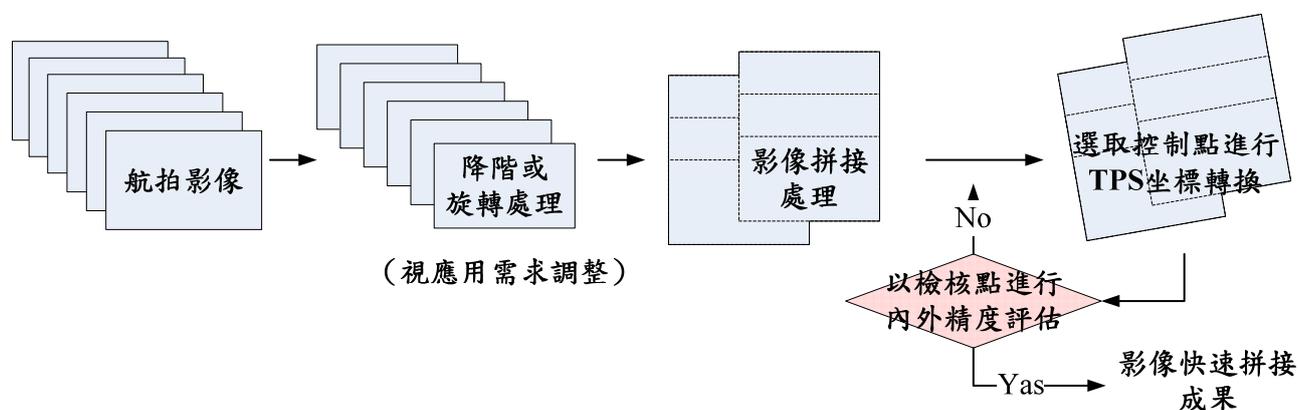


圖 5.1 影像快速拼接流程圖

以下針對市面上五套軟體 Autostitch™、Autopano pro、Serif PanoramaPlus、PhotoStitch、Hugin 進行適用性評估，其來源如表 5.1 所示。茲就軟體間的差異與功能逐一介紹，經評估（表 5.2）後選擇 Hugin 作為本專案實際處理軟體。

表 5.1 拼接測試軟體來源資訊

軟體名稱	來源網站
Autostitch™	Autostitch 官方網站： http://www.cs.ubc.ca/~mbrown/autostitch/autostitch.html 該網站下載免費版本： http://www.cs.ubc.ca/~mbrown/autostitch/autostitch.zip
Autopano pro	官方網站： http://www.autopano.net/ 官方 pdf： http://www.autopano.net/data/presskit/autopano-pro-brochure.en.pdf
Serif PanoramaPlus	http://www.serif.com/panoramaplus/panoramaplus3/index.asp
PhotoStitch	官方網站： http://www.canon.co.jp/imaging/SDK/PS-e.html
Hugin	官方網站： http://hugin.sourceforge.net/

表 5.2 拼接軟體主要評估項目列表

軟體 \ 評估項目	免費自由軟體	支援 XP	支援拼接張數	支援檔案大小	是否支援 TIFF	拼接功能效果
Autostitch™	✓	✓	>31	✓	✓	×
Autopano pro	×	✓	<8	×	✓	✓
Serif PanoramaPlus	×	✓	—	—	✓	—
PhotoStitch	—*	✓	—	✓	✓	×
Hugin	✓	✓	<200	✓	✓	✓

✓：肯定。 ×：否定。 —：不明（無試用版本可供測試）。

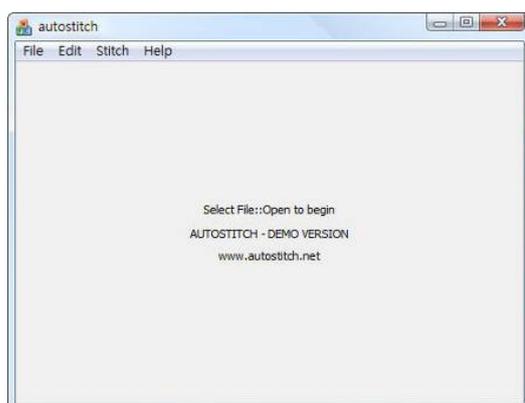
註*：軟體 PhotoStitch 隨 Canon 相機附贈。

1. Autostitch™

該軟體為免費的自由軟體，所使用之作業系統為 Windows 系統，由 Visual C++ 進程式編寫而成，該軟體屬於較容易操作且功能較陽春之全景拼接軟體，其主要演算法為 SIFT 演算法配合 RANSAC 除錯，並搭配拼接於融合等相關演算法所衍生之軟體，以下為該軟體之簡易介紹。

該軟體為免安裝版本，下載後即可直接使用，唯該軟體由 Visual C++ 編寫並使用 MFC 提供操作介面，軟體僅支援特定字元，故該軟體放置資料夾及拼接之檔案均不可以中文命名，確認後方可順利執行。圖 5.2(a) 為軟體執行介面，進一步使用 Edit->Options 作細部設定（圖 5.2(b)）。

(a)



(b)

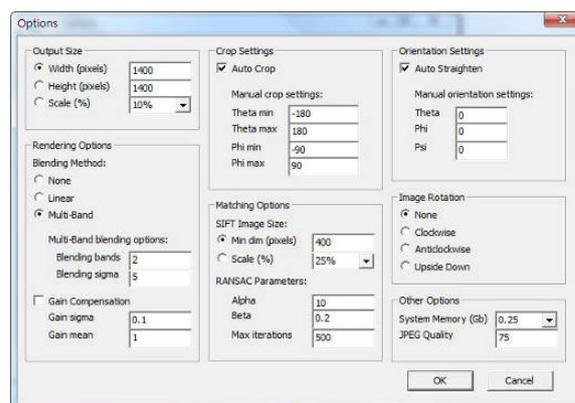


圖 5.2 Autostitch 軟體介面與設定畫面

此設定可以選擇拼接後的大小，並包含影像品質，搜尋共軛點的條件之詳細設定，並可設置該電腦之記憶體大小，該記憶體設定越大運算速率越快。要進行拼接運算時，只要開啟 File->Open 進行選取檔案後，該軟體便會進行自動拼接。圖 5.3 為旋翼型 UAV 試拍 31 張影像降階拼接後結果，可以發現影像向下方變形極為嚴重。



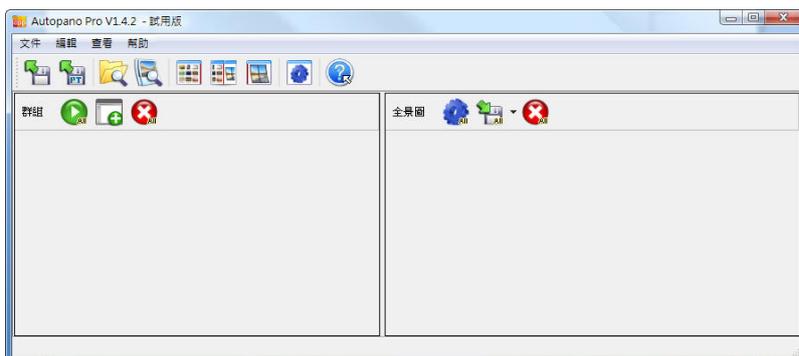
圖 5.3 Autostitch 拼接結果

2. Autopano pro

該軟體屬於商業軟體，其拼接功能較強，包含了於眾多圖片中自動分類，而分類功能類似群組化功能，可以按照拍攝的一些資訊 (EXIFT) 自動分群組，並使用這些群組進行拼接工作，並可於拼接後進行編修的功能，如色調、裁減等工作，因軟體屬於商業軟體，軟體售價為 99 € (大約 145 USD)。軟體可運作之作業平台橫跨了 Windows、Linux (提供 deb 安裝檔)、MACOS，故軟體相容性相當好。並提供多國語系使用，其中也包含了繁體中文介面，圖 5.4(a) 為該軟體執行介面。

圖 5.4(b) 為軟體設定介面，該軟體支援多 CPU 處理方式，軟體提供 64 位元與 32 位元軟體供下載，並於設定界面中可選取 CPU 數量，並於控制點 (共軛點) 上提供不良控制點自動刪除之功能，該功能類似 RANSAC 演算法，最後於 Resample 選項提供線性、雙線性、立方內插等方式供選擇，故該軟體屬於功能較完善之拼接軟體。

(a)



(b)



圖 5.4 Autopano pro 軟體介面與設定畫面

圖 5.5(a)為拼接後軟體推算功能，此功能非常完善，提供了一個使用 SIFT 演算法推估控制點的方式，並利用這些控制點進行影像拼接，這個軟體亦提供介面讓使用者觀看所計算出來的控制點位置，並算出此拼接的 RMS 為多少，該功能類似精度探討之功能，這些控制點尚可依照使用者需求，進行增加或是修改之動作（圖 5.5(b)）。由於該軟體功能甚多，欲深入了解可以參閱官方教學檔案，或是官方 pdf 使用說明書。不過，經測試結果該軟體最大輸入拼接影像為八張，不符合本專案需求。

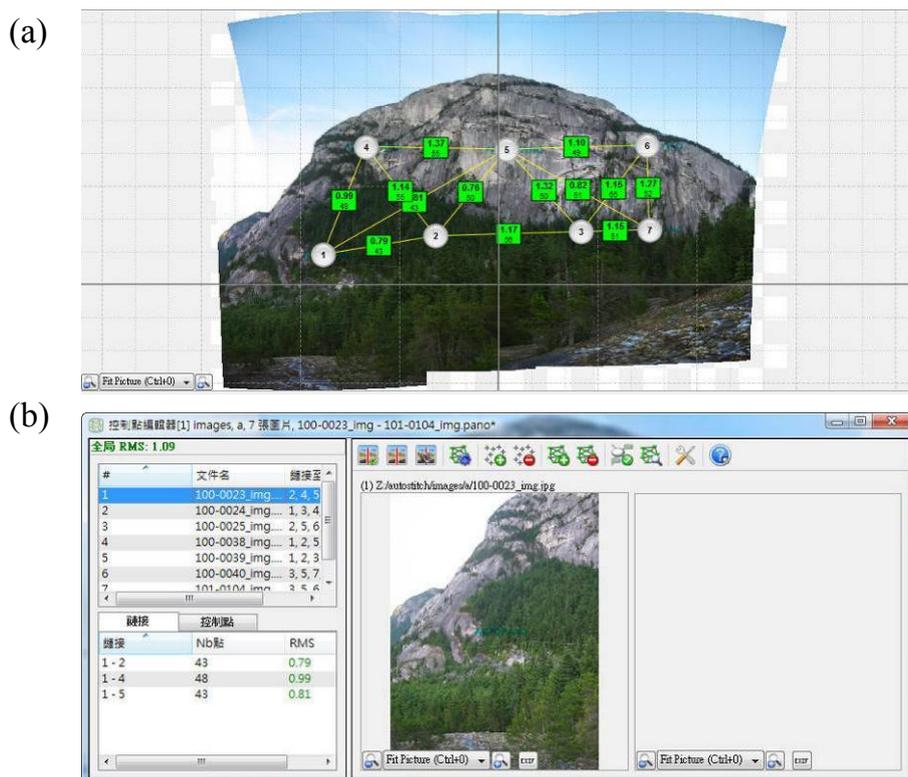


圖 5.5 Autopano pro 控制點推算與編輯介面

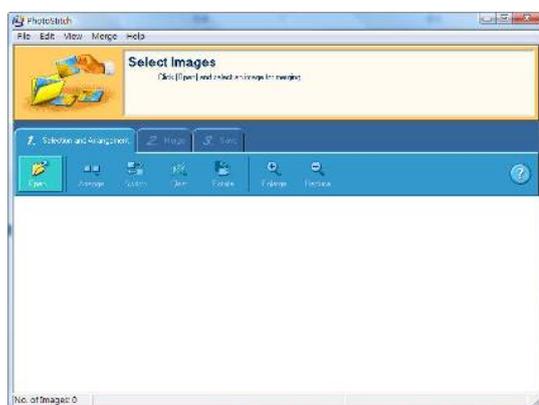
3. Serif PanoramaPlus

該軟體屬於影像拍攝軟體，功能主要類似 Photoimacct 編修照片模組，但於最近的版本中加入了影像拼接的功能，軟體運作平台為 Windows 系統。PanoramaPlus 3 是 Serif 強大的圖像和視頻幀拼接工具，通過簡單的步驟即可創建全景風景圖像的視覺效果，或是高大的建築物甚至 360 度視角的虛擬全景效果。PanoramaPlus 3 雖具有快速拼接處理的所需的一切功能，然而考量其並非自由軟體，故本專案中暫不考慮使用。

4. PhotoStitch

該軟體由 Canon 公司所提供，但官方網站目前未提供使用者下載，尚未能了解該軟體是否為免費軟體，但網路上使用者眾多且提供下載方式，該軟體可執行於 Windows 與 MacOS 上面，以下針對該軟體做出簡介。圖 5.6(a)為軟體介面，點選 Add 可以進行影像新增之動作，但由於該軟體使用之演算法不夠嚴謹，導致在使用過程中常發生拼錯之現象發生（圖 5.6(b)），故該軟體不符合本專案應用需求。

(a)



(b)



圖 5.6 PhotoStitch 軟體介面與其拼接結果

5. Hugin

Hugin 是一款全景攝影圖像拼接軟體，係由 Pablo d'Angelo 為主開發的跨平台 (Cross-Platform) 公開原始碼 (Open Sources)，目前所公開的版本 (0.7.0; 0.8.0) 為免費的自由介面軟體。其使用了 Panorama Tools、Enblend 等核心技術所編寫的一個拼接軟體。可自動拼接數張在同一地點拍攝且互有重疊的照片，並能自動建立控制點，輸入若干類投影種類，例如，equirectangular (用於完全球狀全景) 能將影像轉成有曲度的一個弧面，所以影像的變形量相當大，亦可以進行微調。經評估該軟體之拼接功能符合本專案應用需求，圖 5.7 為此軟體

介面。

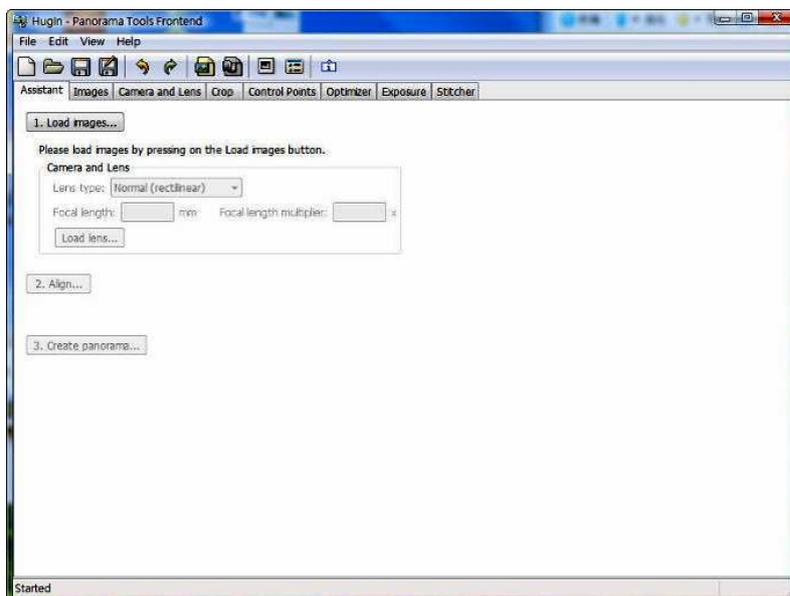


圖 5.7 Hugin 軟體介面

透過軟體介面上點選 Load Images 即可將要拼接的影像給予載入，因該軟體屬於全景軟體，所以在選取的圖檔中，如果在無 EXIF 資訊或是該相機的畸變參數未知的情況之下，軟體會要求給定或跳過鏡頭參數的設定（圖 5.8）。

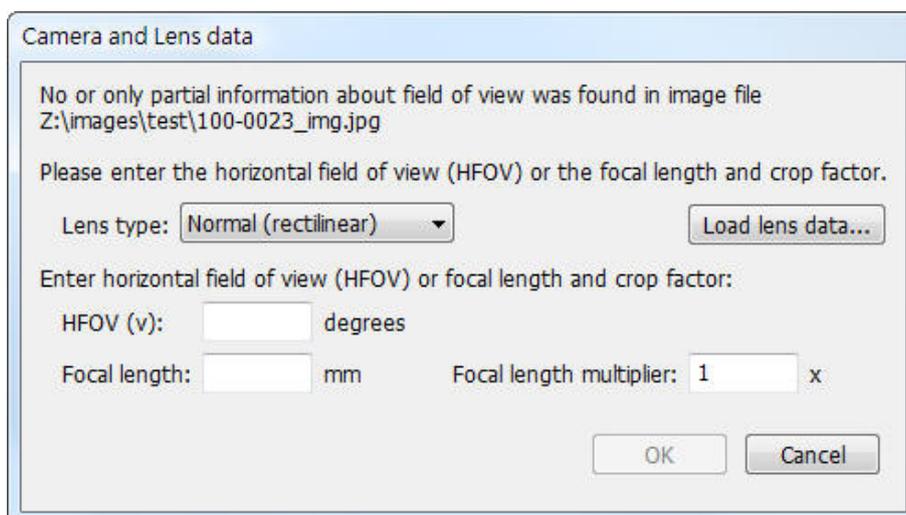


圖 5.8 Hugin 軟體輸入鏡頭參數之介面

當選定要拼接的影像之後，點選介面中 Align 按鈕，即可以開始計算與拼接的動作，拼接後的編輯介面如圖 5.9 所示。

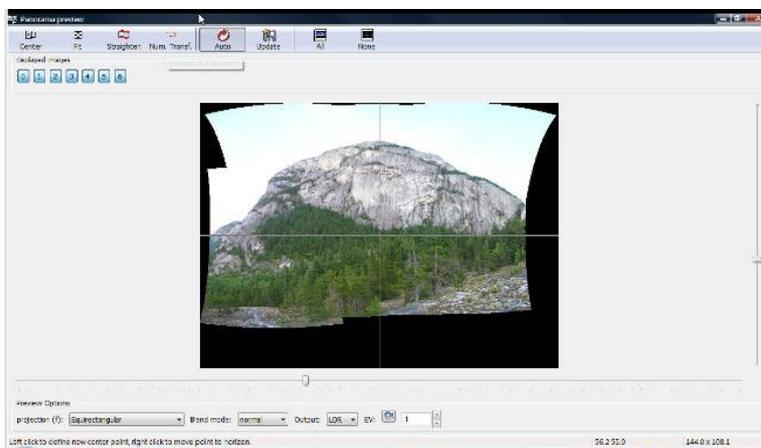


圖 5.9 Hugin 軟體編輯畫面

該軟體編輯功能雖然並未如前述之 Autopano pro 完整，但已兼具各種所需的基本功能。該軟體之 Camera and Lens 功能選項中，使用者不但可自行輸入相機的參數，還可以調整相機之參數（圖 5.10）。

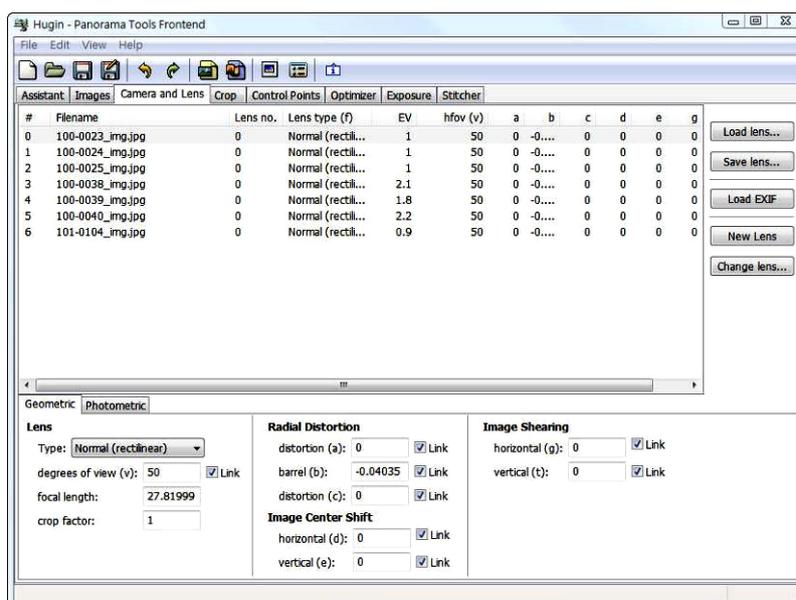


圖 5.10 Hugin 編輯鏡頭參數之相關設定介面

圖 5.11 為旋翼型 UAV 試拍 31 張影像，降階後拼接的結果。經影像尺寸測試結果，合併影像不能超過標準 Tiff 格式，大約為 2G。由於該軟體具備影像拼接的基本功能，且屬於自由軟體，合乎本專案需求，故環景拼接將採用此軟體作業。



圖 5.11 Hugin 軟體測試影像拼接結果

利用環景拼接軟體 Hugin 將 UAV 航拍結果降階後，方進行快速拼接，有助於對整個環境快速的全盤瞭解。

5.2 空中三角解算

專業的航空相片通常利用空三測量進行空間解算，一般係根據少量的現地控制點，再於室內新建相片間的匹配點位資訊，解算以求得點位之空間位置。

1. 空中三角測量採用數值影像工作站，量測模型連接點及全部設有航空標之控制點、水準點之坐標（朴子測區已有詳細之測量資料，不足處利用立製量測特徵點作為空三控制點）。
2. 空中三角點之量測可用精密解析立體測圖儀或精密單像坐標量測儀或航測影像工作站，量測模型連接點及全部設有航測標之控制點、水準點之點位。
3. 空中三角相片連接點應分布每一相片九個標準點以上，每一標準點位以二點以上為原則，空中三角平差偵錯後，每一標準點位至少留存一點，圖 5.12 為空中三角測量示意圖。

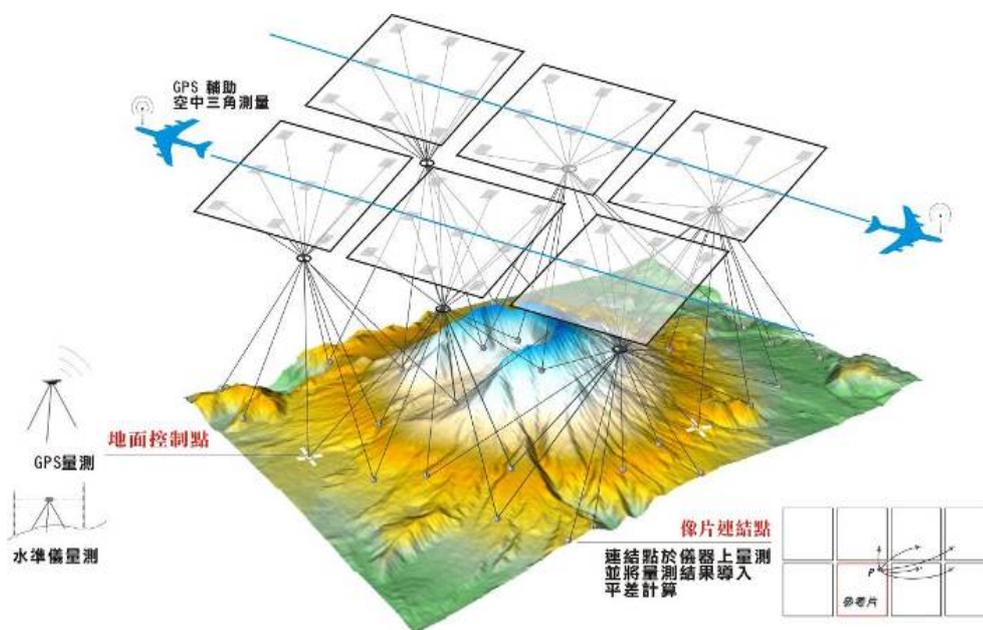


圖 5.12 空中三角測量示意圖

4. 空中三角測量平差計算以光束法為原則，空中三角測量平差計算，須分二個過程進行計算，先以最小約制（或自由網）平差，以進行粗差偵測並得到觀測值精度的估值，其次進行強制附合至控制點上平差。圖 5.13 與圖 5.14 為進行空中三角計算軟體 Image Station Automatic Triangulation (ISAT) 的操作界面，本專案係採用光束法計算。

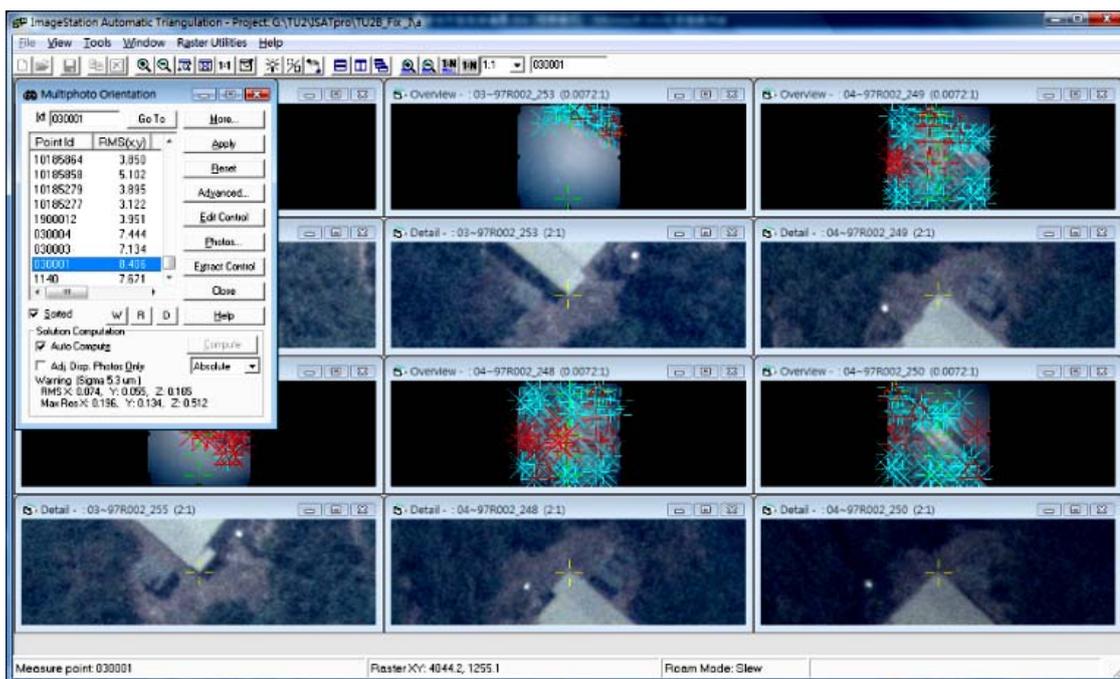


圖 5.13 空中三角測量模組操作畫面

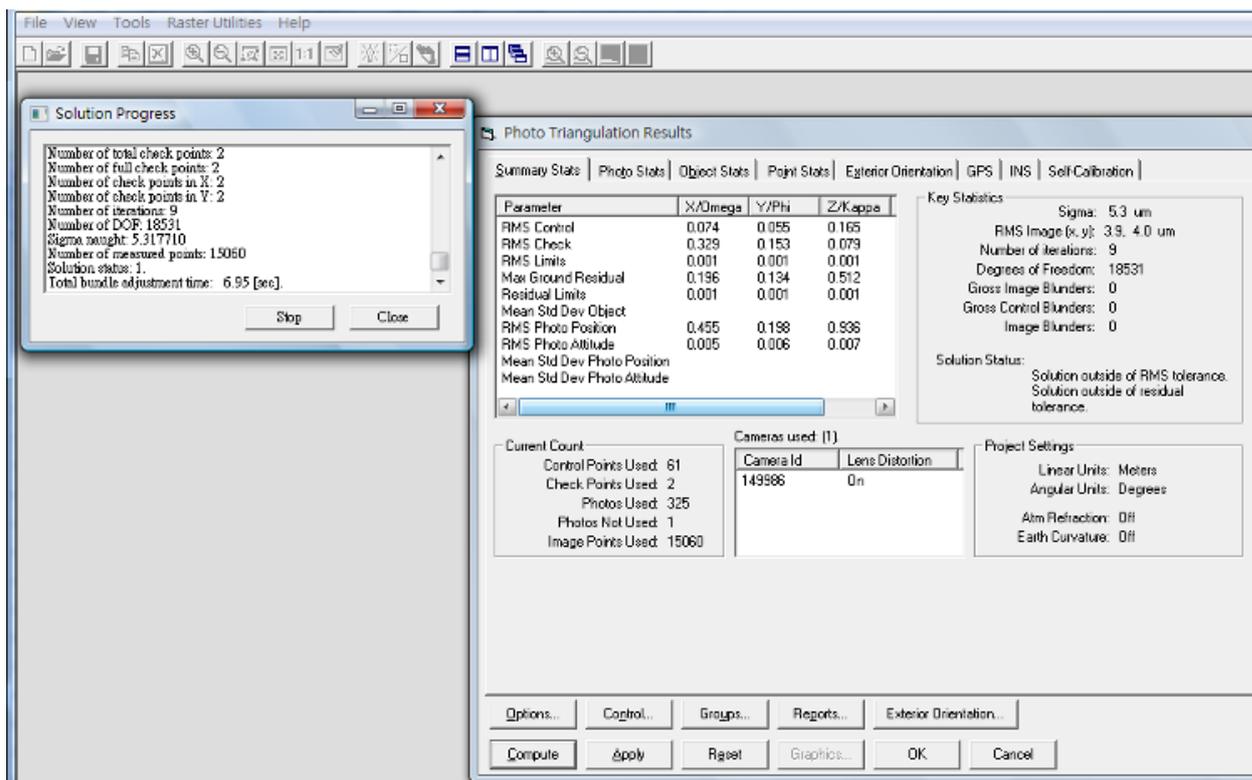


圖 5.14 空中三角測量 ISAT 光束法平差操作畫面

- 幾何變形：數位式相機無內方位各框標點（影像四個角點），其畸變差參數由近景攝影測量軟體率定鏡頭參數。若由附加參數光束法平差求解鏡頭參數，則無法收斂，可能係因地面控制點分佈不足以解算鏡頭參數之關係。
- 評估精度指標：空三計算評估精度指標已有相當成熟之一套評估方式。可從自由網與控制網之 sigma 增量比較與其個別 sigma 值、控制點之殘差量與檢核點之殘差量等指標評估。

5.3 正射糾正與鑲嵌

影像正射糾正需要的資料包含影像、影像之空三資料 (IMU 得到或由空三資料解算所得)、數值高程模型 (DSM)。攝影站 o 、相片上點 a 與地面點 A 為共線關係 (圖 5.15)，共線條件式 (Colinearity Condition) 為：

$$x = -f \frac{a_{11}(X - X_0) + a_{12}(Y - Y_0) + a_{13}(Z - Z_0)}{a_{31}(X - X_0) + a_{32}(Y - Y_0) + a_{33}(Z - Z_0)}$$

$$y = -f \frac{a_{21}(X - X_0) + a_{22}(Y - Y_0) + a_{23}(Z - Z_0)}{a_{31}(X - X_0) + a_{32}(Y - Y_0) + a_{33}(Z - Z_0)} \quad (18)$$

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} = f(\omega, \phi, \kappa)$$

； A 為 Orthogonal Matrix 即 $A^{-1}=A^T$

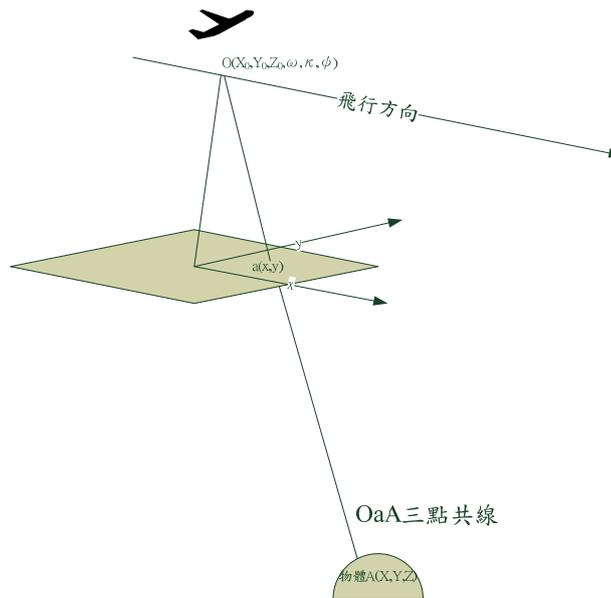


圖 5.15 攝影點、相片與物體關係示意圖

圖 5.16 為製作彩色無縫正射影像鑲嵌流程圖，使用軟體為 Image Station OrthoPro (ISOP)：

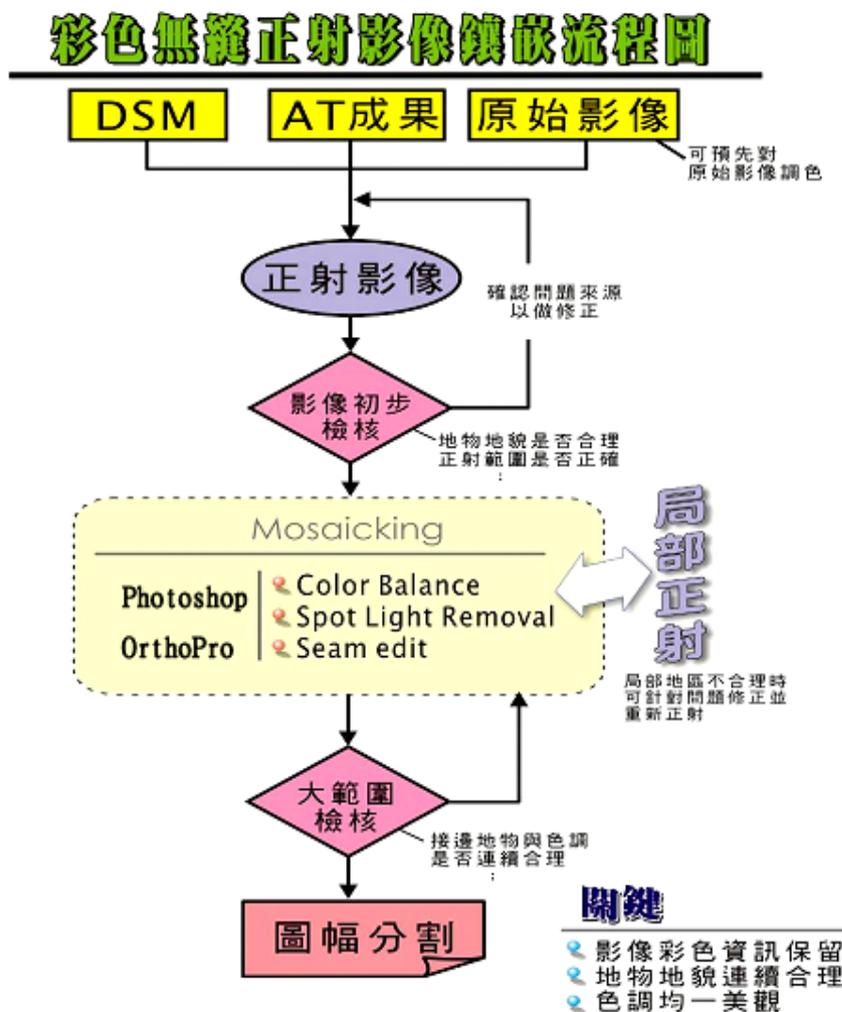


圖 5.16 製作彩色無縫正射影像鑲嵌流程圖

圖 5.17 為本專案正射接圖原則。圖下方說明一張圖幅是由 3 張航拍單張影像拼接而成，進而形成 1 區，由數張同一直線之 1 區可拼接成一航帶之 2 區，由數條航帶可製作出一個區塊，最終成果為右上方之圖。

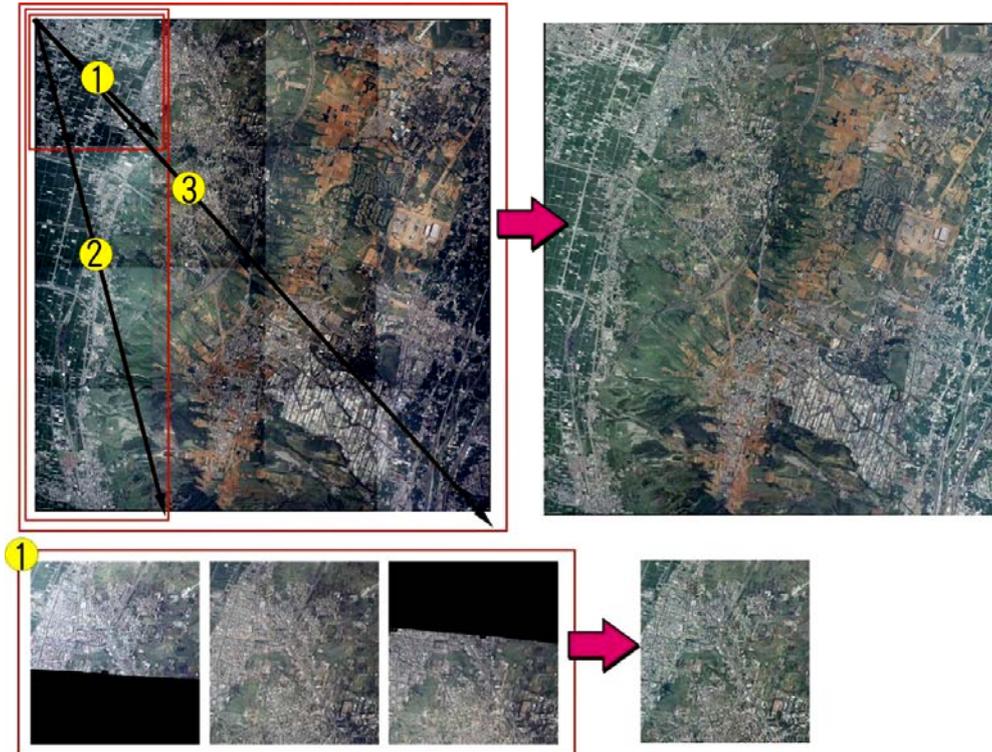


圖 5.17 正射拼接示意圖

第 6 章 UAV 與測量車 MMS 整合規劃

長久以來，傳統的地面測量方式皆以航空攝影測量搭配地面測量的作業來完成，近年來測量科技有了巨大轉變，GIS 的廣泛運用以及電子地圖的需求使得測量成果亟需數位化，引進 INS/GPS 整合的技術則使得直接地理定位的技術快速發展，冀期以更有效率且數位化的搜集與管理空間資訊資料。

移動測繪平台（Mobile Mapping System, MMS）的發展基礎在於直接定位的技術以及 GIS 的應用上，整合多種的感測器運作於各種不同的平台，直接地理定位的技術可以同時適用於陸基以及空載的 MMS 平台，兩種 MMS 平台分別可以提升航測與地面調繪的效率，若同時考量到陸空兩種平台的差異性，各自有所適用的領域，透過 GIS 介面可以整合陸基與空載 MMS 的空間資料，提升空間資料收集的效率並減少人工作業的成本。

6.1 地面測量車硬體整合平台之開發

Shin（2005）提及設計精確的多感測器數據融合演算法是系統發展的關鍵，在進行數據融合設計時，首先必須保證用於融合的導航與影像數據在融合的時間點是一致的，意即在解決 INS、GNSS 與影像感測器之即時數據同步問題，整合式導航系統的設計才有實際意義。故針對測量車任務，必須開發一套多感測器的資料擷取系統，該系統主要之功能為即時擷取各感測器所提供之觀測量並完成時間同步之程序待後處理模式之應用，整個資料擷取系統必須包含控制電腦與監測軟體，本專案中規劃的資料擷取系統架構（MMS Log）架構，如圖 6.1。

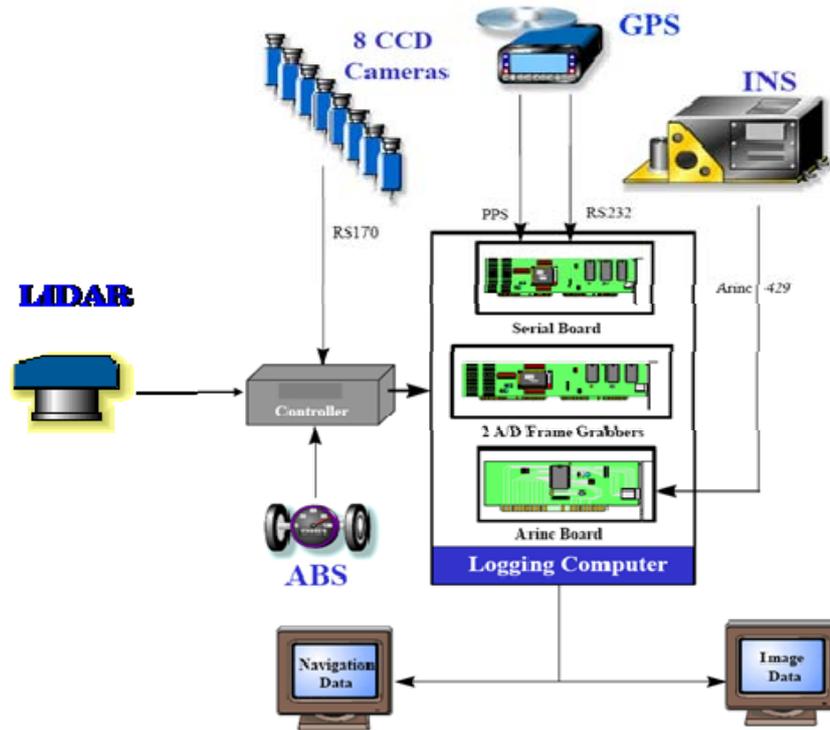


圖 6.1 MMS Log 之架構

6.1.1 測量車硬體之規劃

測量車上裝載了各種感測儀器，主要元件可以分為兩個部份，整合式定位定向系統以及負責空間資料收集的遙測感測器，前者的核心架構為慣性導航（INS）以及全球導航衛星系統（GNSS），後者則包含數位攝影機或相機、多光譜感測器、雷射掃瞄儀等影像感測器，兩者的結合可以加快空間資料獲取與處理分析，並提供空間資料庫系統最新的資料。這個系統整合了由 INS/GNSS 為核心的定位定向模組、遙測資料擷取及處理模組及地理資訊系統應用模組。

根據不同的應用領域，測量車搭載的感測器種類與等級亦隨之改變，例如若要建立測區的 3D 建物模型，則測量車上必定要有光達或雷射掃瞄儀；甚至僅進行一般測量製圖應用，也能針對施測地區選擇感測器的等級。一般而言，皆會考量到測區 GPS 訊號遮蔽的情形以及製圖的精度要求，當測區常有遮蔽

嚴重狀況，或是需要高精度製圖應用時，則採用中高精度以上的 INS/GPS 整合系統，反之可選擇精度較低的低成本整合系統。

1. 電源系統的選擇

由於測量車 MMS 平台上裝置大量感測器、電腦及相關輔助設備，故原廠車所提供之電源供應嚴重不足。表 6.1 為針對測量車 MMS 架構所預估耗電之範例。圖 6.2 為規劃之測量車 MMS 通用電力支援系統之架構（總需求電量為 1500 瓦）。圖 6.3 與圖 6.4 為測量車交流電力系統之設計與安裝範例。本系統於車子運行時會利用車用電源進行自動充電，故原則上不需另行充電。

表 6.1 耗電估算表

設備	使用電量(瓦)
控制電腦(2+1)	700
Lidar(2)	10
CCD 相機(8)	240
電源轉換器	110
IMU	30
GPS	80
控制器	30
GPS 航向儀	100
輪速計	30
氣壓高度計	20
保留	1150
總計	2500



圖 6.2 測量車多感器平台之通用電力系統



圖 6.3 測量車多感器平台之通用電力系統（一）



圖 6.4 測量車多感器平台之通用電力系統（二）

為了配合控制電腦及電源系統之安置，本專案規劃針對車內之空間及管線進行適當之修改以配合搭載各式感測器的監測與控制系統，如圖 6.5 所示。



圖 6.5 測量車多感器平台之內部空間配置範例

2. 車體、車頂架的選擇

測量車 MMS 平台需裝置如表 6.1 所列之各式感測器，通常裝置於車頂，感測器必須被固定，不會因行車震動而移位，因此需要穩固的車頂架來架設所需的感測器，如 (Talaya et al., 2007)

圖 6.6 為框架形式的車頂架；另外，亦有管狀形式支架，感測器安裝在管體內，如 Calgary 大學的 VISAT 第二代測量車 MMS (圖 6.7)。若考慮同時安裝數位相機及雷射掃瞄儀，車頂架的設計將更為複雜，如圖 6.8 所示。本專案將依據規劃的感測器形式及數量規劃設計合適的車頂架，並配合管線之安置，將於車頂裝設管線通道，使得管線不外露，增加感測器之安全性。



(Talaya et al., 2007)

圖 6.6 具框架形式車頂架的車載移動測繪平台



(Courtesy of University of Calgary)

圖 6.7 VISAT 2006 之車頂儀器架構



(Courtesy of GEODATA)

圖 6.8 同時安裝數位相機及雷射掃瞄儀之車頂架情形

3. 車上資料處理電腦

車上電腦的配備主要在於與硬體 I/O 溝通的介面與資料儲存的能力要相當完善，如此才能同時接收處理所有感測器的資料。表 6.2 列舉簡單的電腦要求配備（未列舉之零組件可自由選擇規格）。

表 6.2 車上電腦之建議配備

項目	規格
中央處理器 CPU	雙核心以上
記憶體 RAM	2G 以上
電源供應器	400W 以上
硬碟	1TB 以上
I/O	RS232 IEEE1394
DVD-RW	8-16X

6.1.2 INS/GNSS 整合系統硬體之規劃

目前市面已有多款發展相當成熟的 INS/GNSS 高精度整合系統，其中公認整體表現最佳的系統之一為 Applanix/Trimble 公司所發展的 POS AV 與 POS LV 系列，兩者分別用於空載與陸基的系統。POS 系統的 INS/GNSS 解算軟體核心相當完整，不過一套 POS 系統得造價約需要 700 萬新台幣以上，同時 POS 系列所搭配的高精度 IMU 受到美國政府得出口限制，無法進口台灣。因此建議可以採用其他 IMU/GNSS 硬體架構。

目前所能取得的高精度或中高精度系統中較獲好評的有：加拿大 NovAtel 公司的 SPAN 系列與德國 iMAR，主要原因為其系統穩定性高，且大部分 IMU 皆可以進口台灣，受到的出口管制限制較少。在高精度的測量製圖應用領域建議搭配中高階或是導航等級以上的 IMU。就低精度要求的應用而言，可參考在本計劃中搭載於 UAV 上的微機電 IMU—BEI 公司的 MMQ-G。

此外，不論在何種製圖精度的考量下，應搭配一大地測量等級的 GPS 接收機，且該接收機必須具備傳送 PPS 訊號的功能，才能與 IMU 進行時間同步。表 6.3 為針對不同精度要求所選擇的 IMU 與 GPS 實例。

表 6.3 INS/GNSS 定位定向系統規格

照片	 (Courtesy of iMAR)	 (Courtesy of KVH Industries Inc.)
廠商/型號	iMAR/ iIMU-FSAS	KVH CNS-5000
適用精度	高精度	中高精度
估價	2,000,000 NTD	1,300,000 NTD
規格	Gyro Range: 500 deg/s Gyro Rate Bias: <0.75 deg/hr Gyro Rate SF: 300 ppm Accelerometer Range: 5 g Accelerometer SF: 400 ppm Accelerometer Bias 1.0 mg Data Rate: 200Hz Input power: 11 ~ 34 VDC	Gyro Range: 375 deg/s Gyro Rate Bias: 20 deg/hr Gyro Rate SF: 1500 ppm Accelerometer Range: 10 g Accelerometer SF: 4000 ppm Accelerometer Bias 50 mg Data Rate: 100Hz Input power: 9 ~ 18 VDC
預估精度	3D RMS : 5~30 cm	3D RMS : 0.5~1 m
照片	 (Courtesy of BEI SDID)	 (Courtesy of NovAtel Inc.)
廠商/型號	BEI MMQ-G	NovAtel/ ProPak V3
適用精度	低精度	低、中、高精度
估價	500,000 NTD	600,000 NTD
規格	Gyro Range: 200 deg/s Gyro Rate Bias: 0.25 deg/s Gyro Rate SF: 5000 ppm Accelerometer Range: 10 g Accelerometer SF: 5000 ppm Accelerometer Bias 175 mg Data Rate: 200Hz Input power: 11 ~ 34 VDC	Channels : -GPS 14*L1 14*L2 6*L5 -GLONASS 12*L1 12*L2 Data Rate: 20Hz (5Hz integrate with IMU) Cold/Hot Start: 60/35 s Input power: 9~18 VDC
預估精度	3D RMS : 1~3 m	

6.1.3 影像感測器硬體之規劃

在收集空間資料的影像感測器中，以 CCD 數位相機與光達為主。相機的部份選擇廠牌非常多，主要是根據使用者需求來決定需要的硬體規格，除了要求相機內方位元素的穩定度之外，硬體上還要處理相機快門驅動 (Trigger) 與時間同步的問題，因此所選擇的相機必須有良好的硬體溝通介面，可以與車輪轉資訊或是 GPS 的每秒脈衝 (PPS) 訊號進行拍照的驅動，以及時間同步的處理。相較於相機，光達系統的選擇比較單純，光達主要任務為掃描道路與周圍建築物的資料，作為產生 3D 模型及其他的應用的來源。

參考目前有使用光達做為基本配備的地面測量車系統中，各家所選擇的光達系統皆為德國 Sick AG 公司所出品的光達系統。相機與光達建議的規格如表 6.4 所示。建議使用的相機數目為 4 至 6 台，光達則以 1 台為原則，這樣的相機配置其組合後的視角 (FOV, Field of view) 可達到 300 度以上。

表 6.4 影像感測器的硬體規格

照片	 <p>(Courtesy of AVT)</p>	 <p>(Courtesy of SICK AG)</p>
廠商/型號	AVT / Stingray F-125B/C	SICK AG / LMS 200
估價	100,000 NTD	250,000 NTD
規格	<p>Image Device: Type 1/3 (diag 6mm) progressive scan SONY IT CCD, ICX445 I/O: IEEE 1394b PIC size: 1296 (H) X 964 (V) Cell size: 3.75μm X 3.75μm Frame rate: 30 fps (full resolution) Transfer rate: 100/200/400/800 Mbit/s Resolution Depth: 8 bit / 14 bit Power: 8~ 36VDC (3.5W@12VDC)</p>	<p>Distance/10% reflection : 80 m/10 m Scan Range: max. 180° Angular Res: 0.25°/0.5°/1° adjustable Respond time: 53 ms/26 ms/13 ms Resolution: 10 mm, typ. \pm15 mm I/O: RS 232/RS 422 Switching outputs: 3 x PNP, typ. 24 VDC</p>

6.2 多感測器整合平台之開發

6.2.1 多感測器時間同步機制

如前所述，資料同步為數據融合最重要的一個環節，故在此先以 INS/GNSS 整合為例，說明如何透過 GNSS 訊號提供多感測器之數據融合。GNSS 一般所使用的採樣頻率為 1Hz，相對的，INS 的採樣頻率一般為 50Hz 至 200Hz。在一般的硬體整合條件下，二個導航系統無法使用相同的時標亦無法同時啟動。另外值得注意的是，導航訊息更新時刻並不是數據輸出的時刻，在每個導航子系統中，導航訊息完成更新後仍須經過計算和通信，最終才能輸出導航數據。換言之，在做數據同步時需要同步的數據所對應的時刻是信息更新時刻，而不是加上通信和計算的時間延遲後的數據輸出時刻。故數據同步所要解決的問題是如何將來自 INS 與 GNSS 在不同時標下更新，並經過計算與通信延遲的導航數據。

設 INS 的數據更新週期為 T_{INS} ，由於 INS 時標漂移而導致 T_{INS} 的變化是緩慢與細微的，這種漂移的累積只導致 INS 和 GPS 的時標差 Δt 變化，故可視 T_{INS} 是恆定的。GPS 接收機所提供的秒同步脈衝 (1 Plus Per Second, 1 PPS) 為與 UTC 時刻對齊每整秒出現一次的脈衝，由 GPS 接收機所提供的 PPS 的訊號的精度是非常高的。GPS 接收機嚴格的在每一個 PPS 脈衝的邊緣時刻進行一次虛擬距離、虛擬距離變化率、載波相位測量、GPS 標準授時及定位等服務。故可以認定 GPS 的數據更新頻率為就是準確的 1Hz；相對的 T_{INS} 遠遠小於 1s，一般都小於 50 ms，所以目前業界所採用的標準程序，皆使用 GPS 所提供 1PPS 的脈衝作為 INS/GNSS 數據同步的標準。

圖 6.9 為 INS 與 GNSS 數據的同步示意圖，圖中的長豎線為 GPS 之 1PPS 脈衝，即 GPS 數據之更新點；短豎線表示 INS 數據更新時刻。從圖 6.9 所示在 GPS 數據更新點上 IMU 沒有數據輸出：設 IMU 和 GPS 的同步時間差為 Δt ，而在同步時間點（1PPS 上緣）上，IMU 和 GPS 的時標差為 $\Delta \tau$ ，只要得到每個 PPS 脈衝之前的 IMU 輸出同步時間差 Δt ，透過外插計算即可算出 IMU 在每一個 PPS 點上之值，如此即可獲得二個訊號在同一時間點上的同步化量測數據。上述 IMU 與 GNSS 觀測量的同步為硬體整合平台之核心技術。相同的技術可以沿用至多感測器（包含 CCD 相機與 LiDAR）數據融合與處理，如圖 6.10 所示。

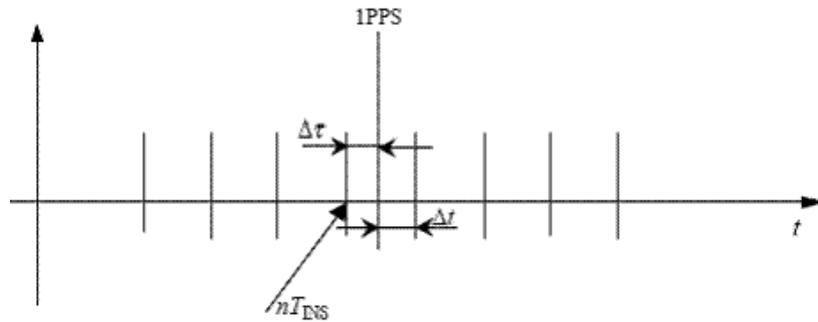


圖 6.9 利用 GPS 1PPS 訊號實現 IMU/GNSS 觀測量同步

$$T_{INS}^{GPS} = T_{INS}^c + (T_{pps}^{GPS} - T_{pps}^c)$$

The computer time of the INS pulse interrupt
The GPS time defined by the PPS
The computer time at the PPS interrupt

$$T_{Camera}^{GPS} = T_{Camera}^c + (T_{pps}^{GPS} - T_{pps}^c)$$

The computer time of the INS pulse interrupt
The GPS time defined by the PPS
The computer time at the PPS interrupt

圖 6.10 INS/GNSS/Camera 資料同步之方法

圖 6.1 MMS Log 之架構中所顯示的時間，係透過圖 6.9 之架構完成與 GPS 同步後所提供之時間，途中經緯度的部分由 GPS NMEA 導航訊息之萃取模組所提供。此時 IMU 觀測量的時標已轉換為 GPS 時標；亦即觀測量同步的工作至此已告一段落。

6.2.2 測量車 MMS 任務之作業流程

地面測量車進行測量任務時，主要可以分為三階段（圖 6.11）：

- (1) 資料擷取（Data acquisition）；
- (2) 資料後處理（Post-mission processing）；
- (3) 特徵點萃取（Features extraction）。

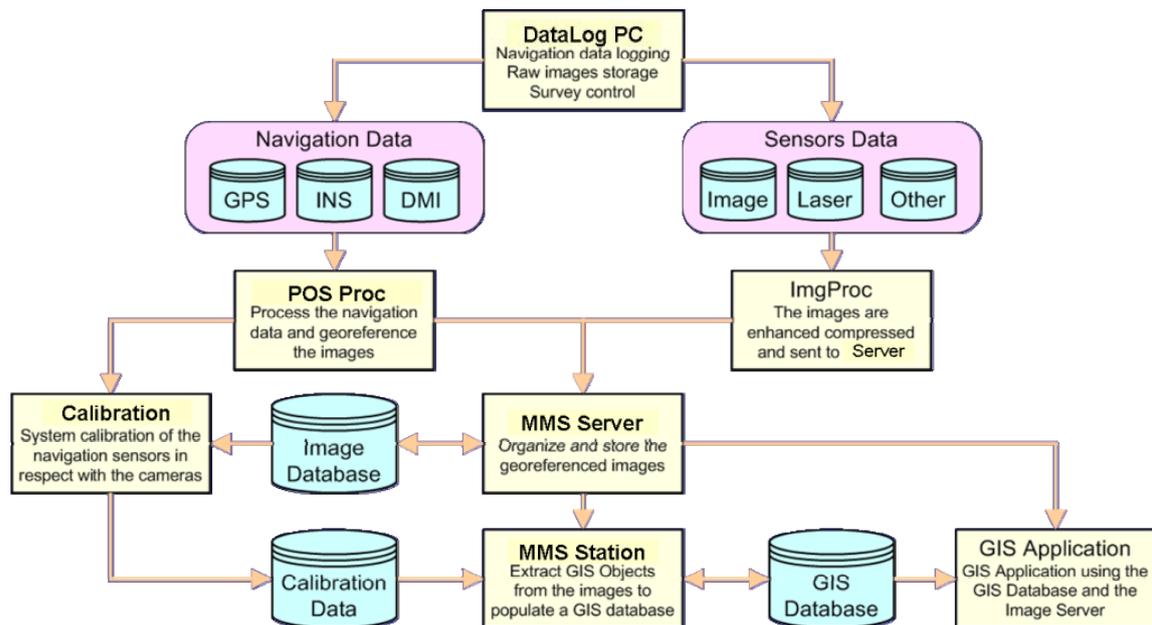


圖 6.11 測量車任務的作業流程

1. 資料擷取

第一階段的流程如圖 6.12 所示。本階段即地面測量車出勤，進行拍照以及利用感測器接收各類資料的過程。在本階段中，測量車上需要有一台中控電腦，其主要任務為擷取各感測器的原始資料，除了儲存原始觀測資料以外，中控電腦還必須要負責將各感測器資料的進行時間同步，才能整合負責提供定位定向資料的感測器與負責收集空間資訊資料的感測器，進行下階段的任務。

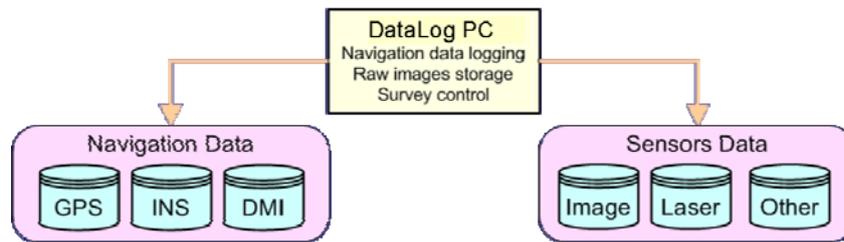


圖 6.12 測量車任務的作業流程（第一階段）

2. 資料後處理

第二階段的流程如圖 6.13 所示，首先定位定向系統與影像資料要分開進行處理。從導航觀測資料中可以計算本次測量車任務所行經的平滑軌跡，也就是由 INS/GNSS 的整合資料經由卡曼濾波器以及平滑器的處理，消除 INS/GNSS 整合軌跡的誤差，以產生高頻率（100Hz 以上）且符合相關應用精度需求的軌跡，提供影像資料的直接定位資訊。從影像感測器所收集的資料首先要進行資料壓縮，之後在每個影像資料上給予直接定位的資訊，亦即每張影像上都有拍照時刻感測器的三維坐標以及三個姿態角 Roll、Pitch、Heading，最後再把影像資料整理於任務的影像資料庫內集中管理。

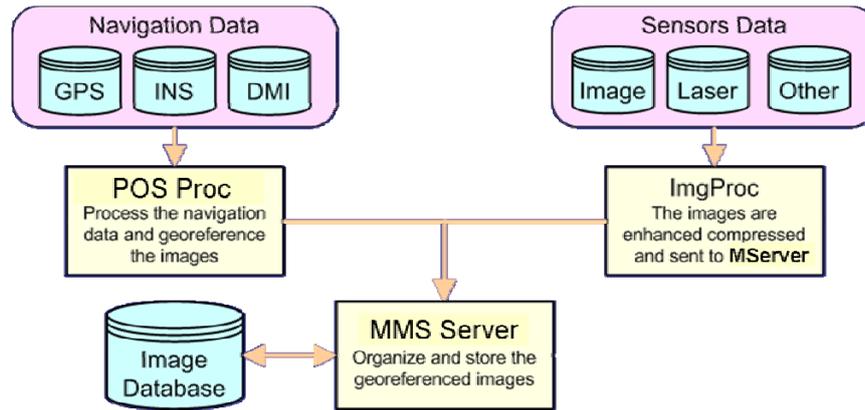


圖 6.13 測量車任務的作業流程（第二階段）

3. 特徵點萃取

第三階段的流程圖如圖 6.14 所示，本階段主要任務是從已經直接定向的影像資料中，萃取感興趣的空間資料。視測量車應用需求的不同，首先應確立感興趣的空間資料種類與屬性，以針對任務建置 GIS 資料庫。萃取特徵點的過程與攝影測量中使用數位影像工作站製圖的過程相當類似，然而因為使用了直接定向的技術，比起數位影像工作站生產過程更有效率。在萃取特徵點之後，便可以對其資料庫中的屬性資料與收集的影像，進行相關領域的分析與成果展示。

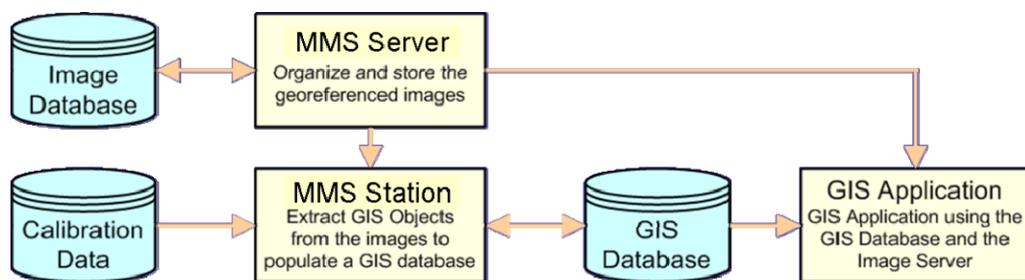


圖 6.14 測量車任務的作業流程（第三階段）

6.2.3 不同平台 MMS 之比較與分析

近年來，由於直接定位技術的發展，在測量製圖的領域中帶來新的製圖方法—移動式製圖系統 (MMS)，該系統可以分為感測器，載台與應用領域三個不同層面來加以討論。

就發展多感測器整合之 MMS 而言，未來發展多感測器製圖應用時亦須考慮到不同載台之間的互補特性，其中陸基與空載的 MMS 皆為目前業界努力發展的重要方向。

陸基的移動平台可以是汽車或機車等，測量車適用範圍多限制於道路所能到達之區域，不適合在沒有鋪設道路的野外地區進行測量，因此較難進行一些與天然資源調查相關的任務，即使是在都市地區，測量車的工作範圍也未必能涵蓋至狹窄的巷弄地區，因此其中可能仍有需要傳統人工測量的介入才能滿足需求，不過搭配測量車進行地測作業，仍然可以省去大量的外業的工作時間與成本，以都市地區為例，測量車一個工作天估計可以施測 200 至 250 公里長的道路，工作效率優於人工進行調繪補測的速度。

空載系統若在法規允許飛航的前提下，其適用地區則較為廣泛，可在沒有道路或是地形十分險峻地區進行測量任務，不過由於空載系統係從垂直的角度拍攝，一些立體的道路系統，如高速公路交流道系統的全貌無法由航拍照片來得到，同時垂直的攝影也會造成一些點狀的物件無法直接在立體製圖階段正確判讀。陸基的移動平台儀器酬載的限制、作業時間及人員的限制皆較空載系統有彈性，主要是無論有人或無人的空中載具均需要有專業訓練的駕駛或遙控操作員，空中載具的艙內也有配重與空間限制等考量，再加上油箱容量限制了每次任務的時間，反觀發展陸基系統相對而言所受限制較小，因為陸基的 MMS 在目前的發展皆選擇小貨車或箱型車做為移動平台，其艙內空間的可調整性與酬載重量較大，駕駛操作的限制較小，油料補給的取得較為便利，更可延長陸基平台進行測繪任務的時間。未來若加以整合，兩者亦可相輔相成。

國外已經逐漸普遍使用的具備直接定位能力的空載 MMS，其精度已可符合目前所有航測之需求，且因其可以減少 80%空三計算與地面控制測量之人力與時間，此種系統的對傳統航測攝影用者之長期投資報酬率是相當划算的。唯國內所投入的研發資源相對較少，目前仍難以提供具直接定位能力以量化快速災損評估。相對而言，車載與個人攜行直接定位系統亦具備高機動性，直接定位精度（無控制點）也與空載系統相仿，其屬動態近景攝影測量之應用，故其發展之初本無取代空載系統之意圖，相反地，透過適當的搭配車載與空載直接定位系統，預期能夠更有效率的獲取量化的空間資訊，並提升攝影測量自動化的程度，而現行耗費大量人力的控制測量與空三計算之需求亦可大幅減少。

唯目前定翼型與旋翼型 UAV 之直接定位應用尚未普及，其主要限制在於載重，但目前旋翼型 UAV 利用空三之攝影測量精度已可符合部分航測應用之需求，而其無空三直接定位的精度乃受限於目前載具之載重，故無法搭載高精度之 INS/GPS 整合式定位定向系統。而定翼型 UAV 之攝影測量應用在目前國內外之相關領域尚屬系統發展階段，而相關直接定位之實績更付之闕如。

目前可使用於直接定位應用之 IMU 為戰術等級光纖陀螺（Fiber Optic Gyroscope, FOG）與雷射陀螺（Ring Laser Gyroscope, RLG），其精度與 IMU 之體積與重量成正比，若與大地等級接收儀整合在一個資料擷取主機上，整個 INS/GPS 整合式定位定向系統之重量將超過 6 公斤。然而此限制並不侷限 UAV 直接定位應用普及之未來性，直接定位技術的 UAV 平台預計於五年內會逐漸成為成熟的技術。

第 7 章 成果分析與討論

茲就本專案之成果進行分析與討論，並且對技術的困難處提出確實可行之解決方案，進而提出 UAV 未來的發展趨勢以及應用前景。

7.1 定翼型 UAV 空拍結果

7.1.1 定翼型 UAV 前期空拍測試

為了儘早開始進行定翼 UAV 的航拍測試，以期瞭解航拍製圖所需的飛行控制策略，本專案在任務機 DoDoPro_3（三號機）完成之前，便在屏東縣里港鄉高樹大橋周邊，預先使用 DoDoPro_2（二號機）於 2009 年 2 月 24 日與 2009 年 3 月 3 日進行兩次測試。

在 2009 年 2 月 24 日所拍攝的照片中，航路規劃為前後照片重疊 60%，側向重疊 30%，每一拍照點連續拍攝兩張相片，以提高成功機率。在第一個航帶的連續的五個拍照點所取得的十張連拍相片（圖 7.1），該批影像對焦良好，航線穩定，實際放大影像解析度高。



圖 7.1 定翼型 UAV 五個拍攝點連續十張自動拍攝之相片範例

表 7.1 為 2 月 24 日的飛行測試工作日誌，過程中由於航點設定錯誤，僅完成兩個沒有重疊的航帶空拍，且發現飛控電腦中的導引律程式有錯誤，故於修正後在 3 月 3 日再度進行測試。

表 7.1 2 月 24 日定翼型 UAV 飛行測試工作日誌

<p>測試日期：2009 年 2 月 24 日 地點：里港高樹大橋</p>
<p>工作記錄：</p> <p>飛控電腦中的導引律程式有錯誤。</p> <p>航點設定錯誤，僅完成兩個沒有重疊的航帶空拍。</p>
<p>改善策略：</p> <p>修正導引律程式。</p>

表 7.2 3 月 3 日定翼型 UAV 飛行測試工作日誌

<p>測試日期：2009 年 3 月 3 日 地點：里港高樹大橋</p>
<p>工作記錄：</p> <p>環境風速 7 km/h，空速 100 km/h。</p> <p>採用飛行動力學估算飛機滾轉角。</p> <p>鏡頭 50 mm，側向攝角 17 度，最大滾轉角約 10 度，約 60%攝角，相片無法重疊。</p> <p>相片中心點坐標估算。</p> <p>改善策略：</p> <p>飛行參數需要優化。</p> <p>GPS 要改用 5 Hz 增加飛空反應時間。</p> <p>緩衝飛行迴轉繞圈若越呈圓形，則進入直線飛行時較穩。</p> <p>改用 24 mm，使攝角 50 度，航帶重疊 30%可滾轉 15 度。</p> <p>改善飛行技術、滾轉小於 5 度，以確保側向重疊 20%以上。</p>

3 月 3 日完成了有重疊的 7 個航帶的航拍測試，表 7.2 為其飛行測試工作日誌，圖 7.2 則為當日的航線規劃與航行軌跡記錄，航路規劃如紅線所示，前三個航帶的實際飛行軌跡如藍線所示，航拍範圍為 600x200 公尺如紫色框所示，繞圈半徑為 250 公尺後調頭，進入直線平穩飛行狀態前後緩衝飛行達 600 公尺。由於 DoDoPro_2 所配置的相機為 50mm 鏡頭，因此，初步測試時的離地高度為航高 AGL 260 公尺，像素解析度 3 公分，影像長 115 公尺寬 77 公尺，相片長軸與航向平行，如圖 7.2 綠色框所示，因此航帶寬僅 50 公尺。

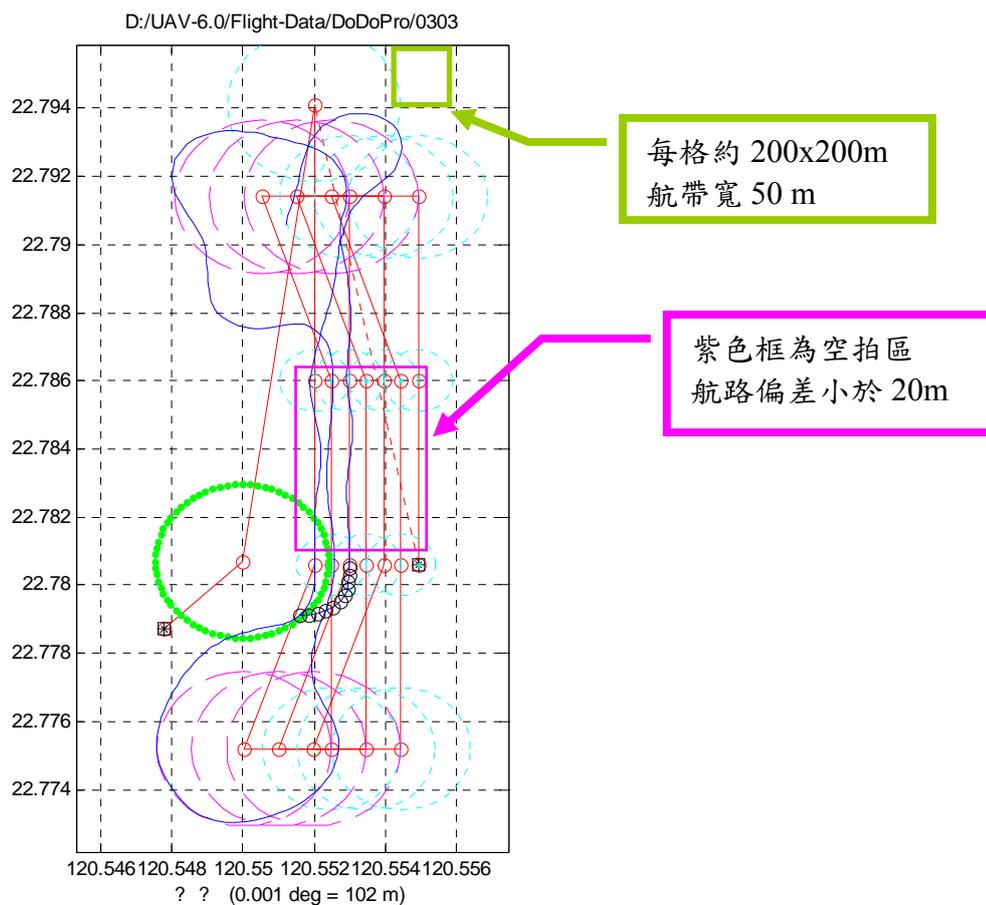


圖 7.2 3 月 3 日定翼型 UAV 航線規劃與航行軌跡記錄

本專案所規劃拍攝的作業區—朴子，首次於 2009 年 5 月 19 日進行飛行測試，表 7.3 為 5 月 19 日於朴子飛行測試的工作日誌。空拍航行軌跡與高度紀錄，如圖 7.3 所示；圖 7.4 為當日所紀錄的飛行資料；圖 7.5 則為預先計算出來的重疊率。

表 7.3 5 月 19 日定翼型 UAV 飛行測試工作日誌

<p>空拍日期：2009 年 5 月 19 日 地點：朴子</p>
<p>工作記錄：</p> <p>早上天氣狀態屬有霧，雲層厚。</p> <p>側風效應，風速 3 級，7~10 節，西北西。</p> <p>行偏角過大（最大 18 度），重疊度不足。</p> <p>航向設定，正順逆風飛行。</p> <p>下午 15:30 航高約 300 公尺，薄雲有霾，風速約 4 節。</p> <p>改善策略：</p> <p>航向設定南北加東西。</p> <p>飛行控制俯仰滾轉減半、行偏起伏減半。</p> <p>加大航帶重疊度。</p>

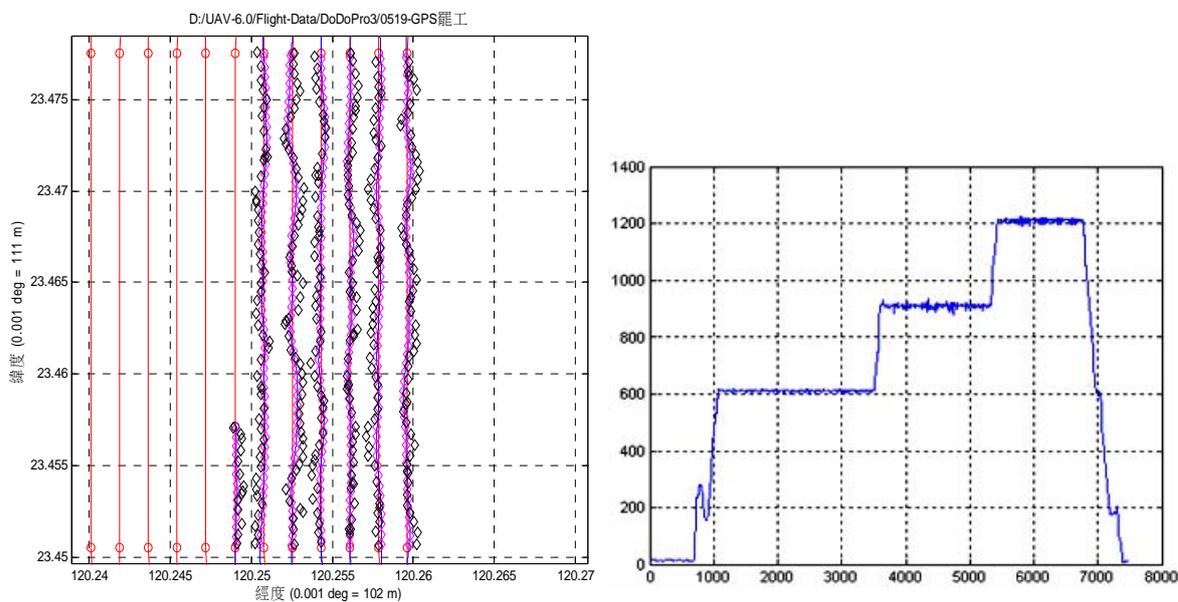


圖 7.3 定翼型 UAV 之航行軌跡與高度紀錄

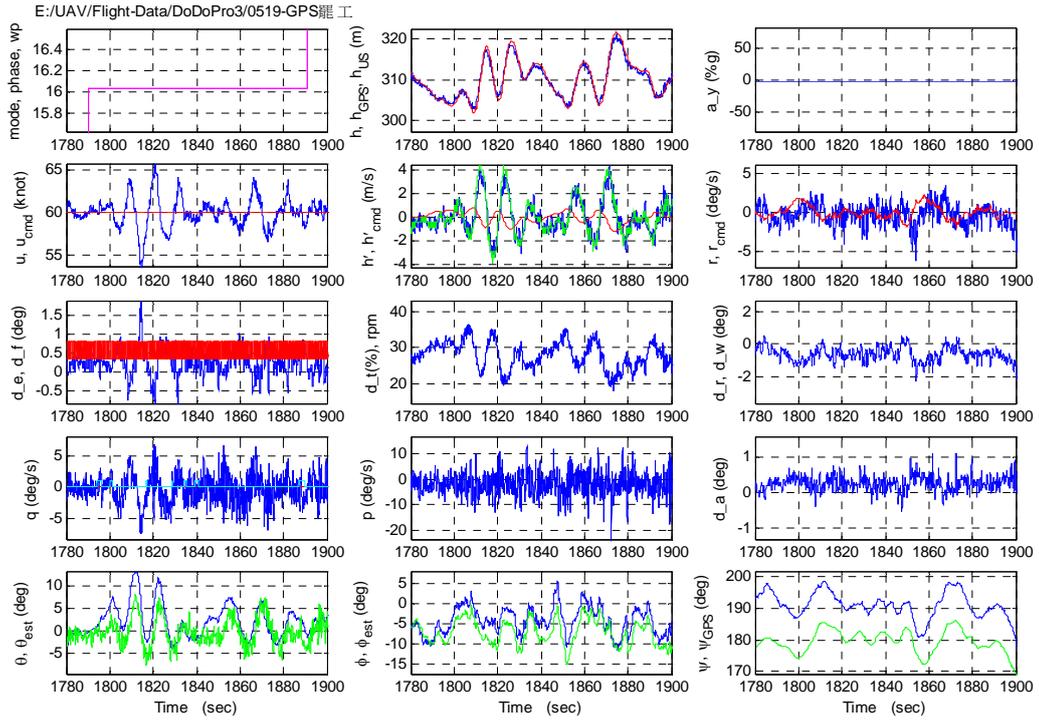


圖 7.4 飛行資料紀錄

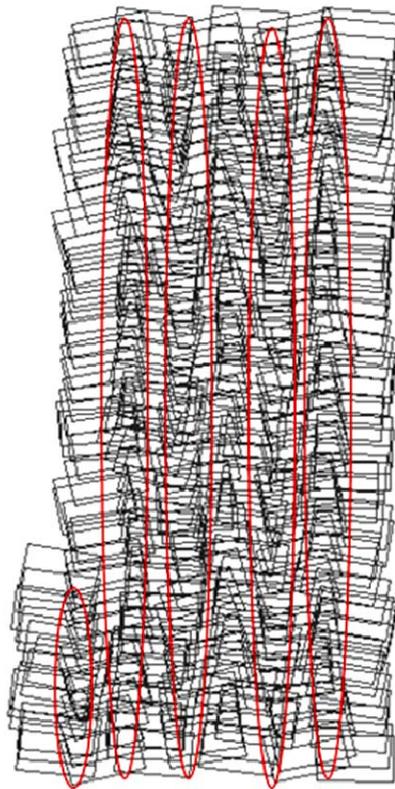


圖 7.5 航拍重疊率估算

7.1.2 定翼型 UAV 空拍困難點及解決方案

定翼 UAV 初步測試的飛航軌跡依據 GPS 數據記錄，圖 7.6 中的藍線所示，在空拍區中與規劃航線的最大誤差均在 20 公尺以內，就一般偵搜用 UAV 而言已十分理想，但就測試所拍攝的照片而言，卻顯示出嚴重偏離航路的蛇行現象（圖 7.6）。

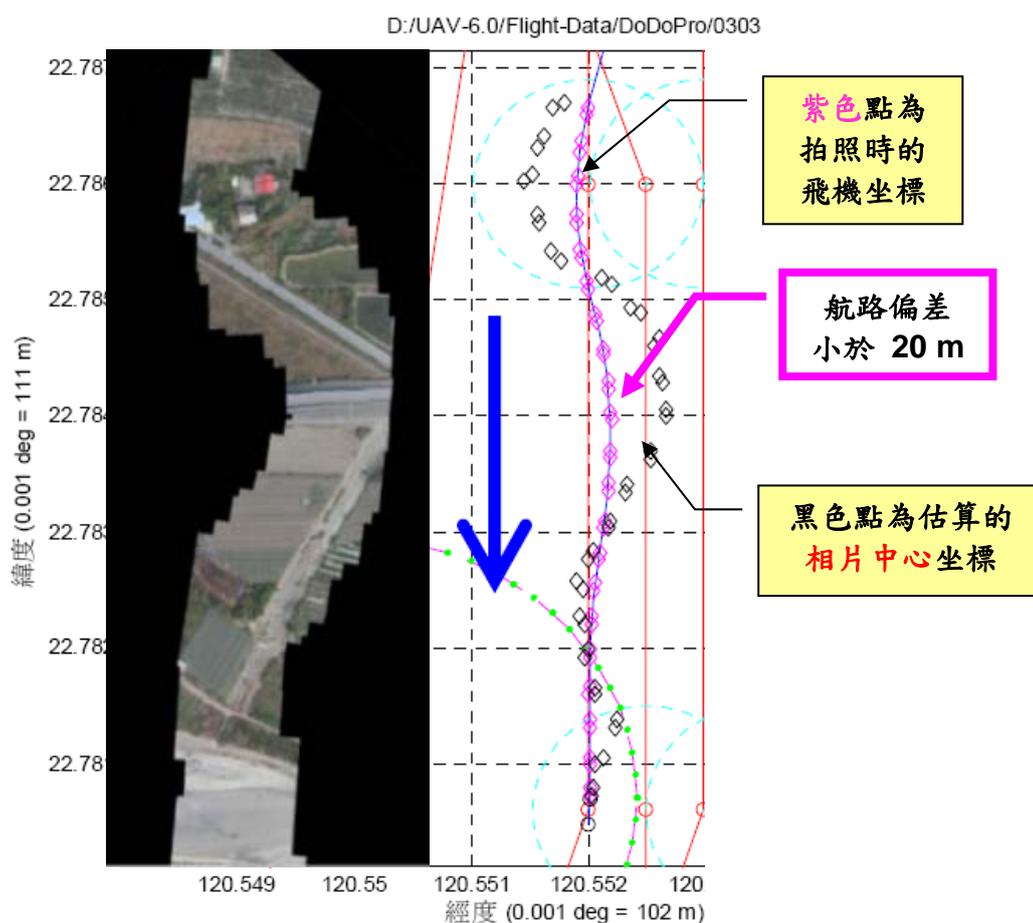


圖 7.6 定翼型 UAV 五個拍攝點連續十張自動拍攝之航線偏差

這種相片航路蛇行的偏差現象，將造成相片拼接的困難，其主要成因有二：(1) 飛行控制不佳導致飛機蛇行；(2) 相機滾轉角過大且鏡頭攝角過小。本團隊提出以下方案來改善航拍的品質：

- (1) 改善飛行計畫中航路的規劃，延長空拍區前方的直線航路的長度，讓 UAV 先進入穩定的直線飛行狀態，再進入空拍區開始拍照。
- (2) 改善飛行控制的增益參數設定，降低蛇行的振盪現象。
- (3) 評估改用 5 Hz GPS 增加飛控反應時間。
- (4) 考慮現地環境將導致的效應，根據現地的環境風速以及空速調整性能。

由於風速以及陣風也都會造成振盪與偏離航路的現象，因此在拍照時機的設定上，故必須考慮現地環境的效應，根據現場的環境風速以及空速調整性能。譬如，本專案空拍方式並非定點拍攝，而是在進入空拍區之後就定時拍攝，每間隔預設的秒數就自動拍攝，故在逆風時照片的前後重疊度就會增加，在順風時前後重疊度就會降低。以空速每小時 100 公里計算，若風速達每小時 40 公里，則前後重疊率就會從無風狀態下的 60% 降低到 44%，解決的方案很簡單，在開始空拍之前，先行依據 GPS 數據中的對地速度以及 UAV 上用來量測飛機相對於空氣速度的空速計之數據，即可測得風速，再據以修正順逆風時的拍照間隔時間，即可確保相片的前後重疊度。

此外，相機滾轉與鏡頭攝角過小，會放大相片航路蛇行的現象。如圖 7.6 所示，UAV 的航路軌跡僅偏離預設航道 20 公尺，但相片中心點卻偏離預設航道達 70 公尺，這是由於當時的飛機滾轉角 (Roll Angle) 高達 10 度，以及 50mm 鏡頭側向攝角僅 17 度的加乘效應。針對此問題提出以下的解決方案，以確保側向重疊達 20% 以上：

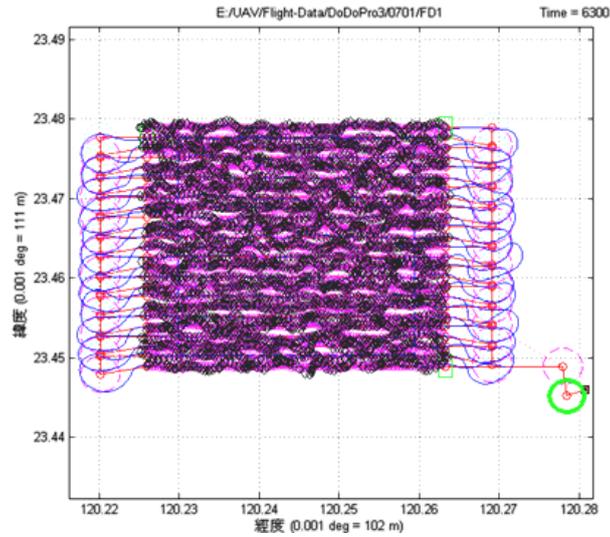
- (1) 改用 24mm 鏡頭將側向攝角提高到 50 度。
- (2) 改善飛行技術，使飛機的滾轉角小於 5 度。

7.1.3 定翼型 UAV 後期空拍結果

本專案所規劃拍攝之朴子則陸續於 2009 年 5 月 19 日、6 月 9 日、7 月 1 日、7 月 21 日進行定翼型 UAV 飛行作業 (表 7.4)。除了 5 月 19 日尚為測試階段，僅進行策略研擬 (表 7.3)，以及 7 月 6 日因配合國軍演習取消任務以外，其他的日期均實際執行了飛行任務。飛行任務執行的同時，亦記錄了不同航高的軌跡 (如圖 7.7 至圖 7.10)。

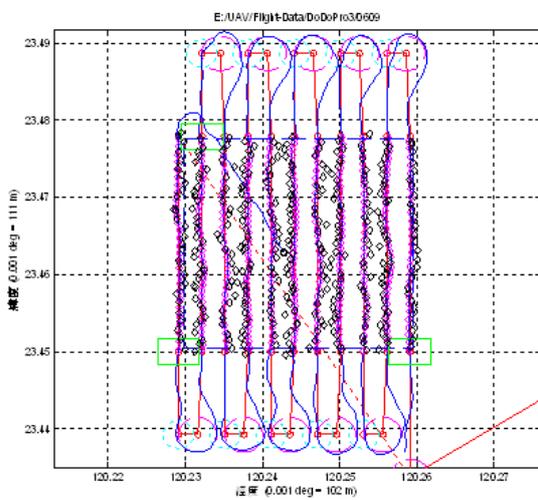
表 7.4 定翼型 UAV 朴子飛行記錄總整理

ITEM	日期	高度 (m)	相片長 X 寬(m)	相片數量 (張)	備註
0	05/19-0	—	—	—	首日測試
1	0609-1	600	555 x 370	357	南北向飛行
2	0609-2	900	832 x 555	161	南北向飛行
3	0609-3	1200	1100 x 740	81	南北向飛行
4	0701-1	300	278 x 185	2583	東西向飛行
5	0701-2	600	555 x 370	883	補日期 0609-2 的空隙
6	0701-3	900	832 x 555	204	東西向飛行
7	0701-4	1200	1100 x 740	266	南北向飛行
8	0706	—	—	—	因空軍演習，取消飛行任務
10	0721-1	600	555 x 370	843	南北向飛行
11	0721-2	900	832 x 555	579	東西向飛行

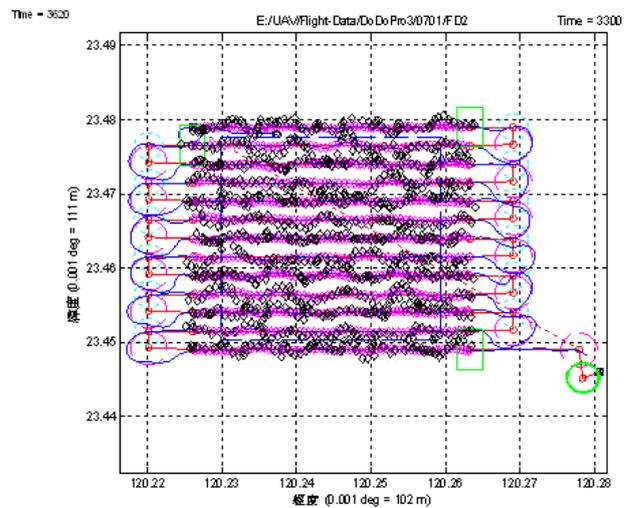


(0701-1)

圖 7.7 定翼型 UAV 航高 300 公尺之航行軌跡紀錄

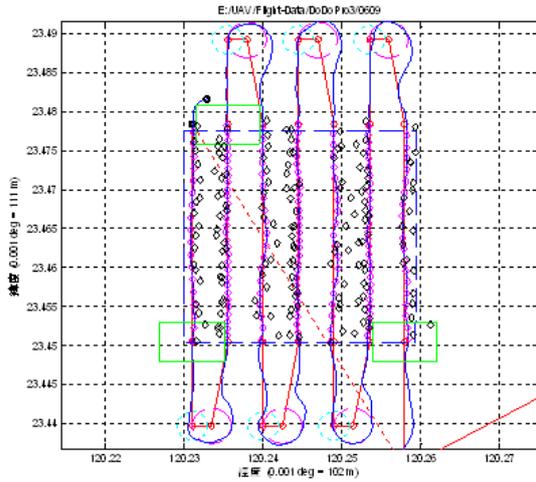


(0609-1)

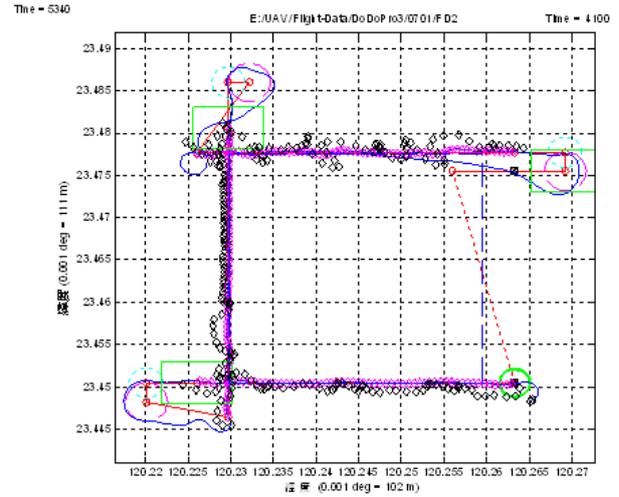


(0701-2)

圖 7.8 定翼型 UAV 航高 600 公尺之航行軌跡紀錄

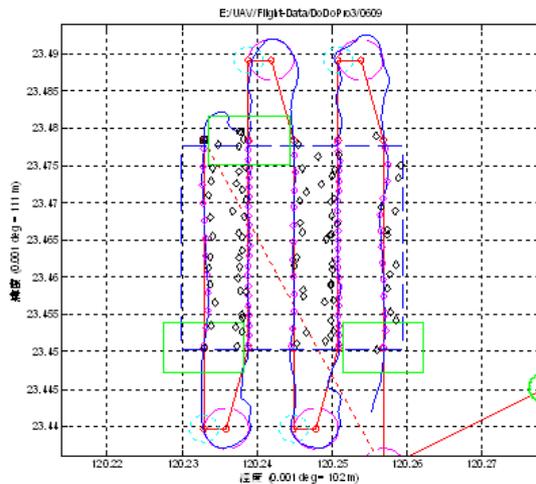


(0609-2)

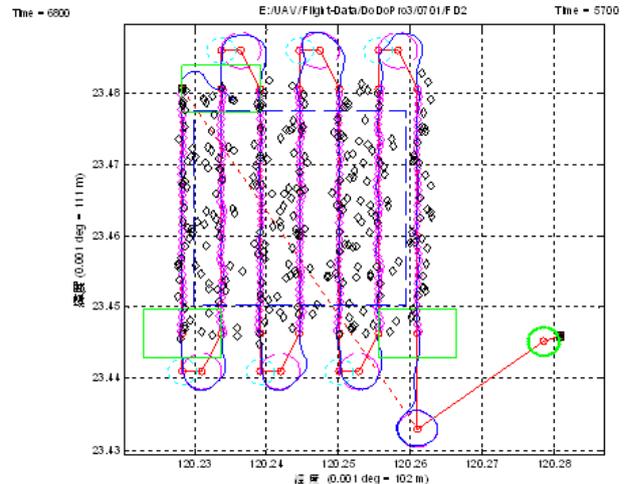


(0701-3)

圖 7.9 定翼型 UAV 航高 900 公尺之航行軌跡紀錄



(0609-3)



(0701-4)

圖 7.10 定翼型 UAV 航高 1200 公尺之航行軌跡紀錄

7.2 旋翼型 UAV 空拍結果

7.2.1 旋翼型 UAV 前期空拍測試

旋翼 UAV 已於 2009 年 3 月 31 日與 4 月 1 日在台中后里與后豐大橋之間完成兩次初步測試，所使用的直升機為日製 Kyosho 60 級模型直昇機，旋翼直徑 1.5 公尺，相機為 1450 萬像素的 SONY α 350，鏡頭為變焦 18~70mm 固定於 18mm 焦距進行航拍。

操控方式為人工操作，視距外運用回傳影像監視器遠端操控，航高約 1000 公尺，外加荷重 300 克模擬未來將加裝數據記錄器。4 月 1 日下午 3:30 試飛時風速約 4 級，約 20~30 公里/小時，薄雲有霾，自后豐大橋邊起飛後，爬升至 1000 公尺，開始向北以時速 60 公里飛行並以手動的方式連續拍照，飛行約 2.2 公里後轉向西方，飛行約 850 公尺再轉向南方，飛行約 2.2 公里後結束拍照，轉向東方返回起飛點，從 1000 公尺高開始降落，結束測試。本次測試航拍時間約 6 分鐘，升降 6 分鐘，總飛行時間約 13 分鐘，落地時剩餘油料已不足兩分鐘。

圖 7.11 顯示旋翼之拍攝區域，本次測試每張相片約可涵蓋 1200x800 公尺的面積，像素解析度約 26 公分，共拍攝 31 張相片，總涵蓋範圍約為 2500x1600 公尺。就本次測試的整體成效而言，所拍攝的 31 張相片拼接結果，無論是相片的重疊率、解析度與清晰度均十分理想，符合應用與製圖的基本需求。

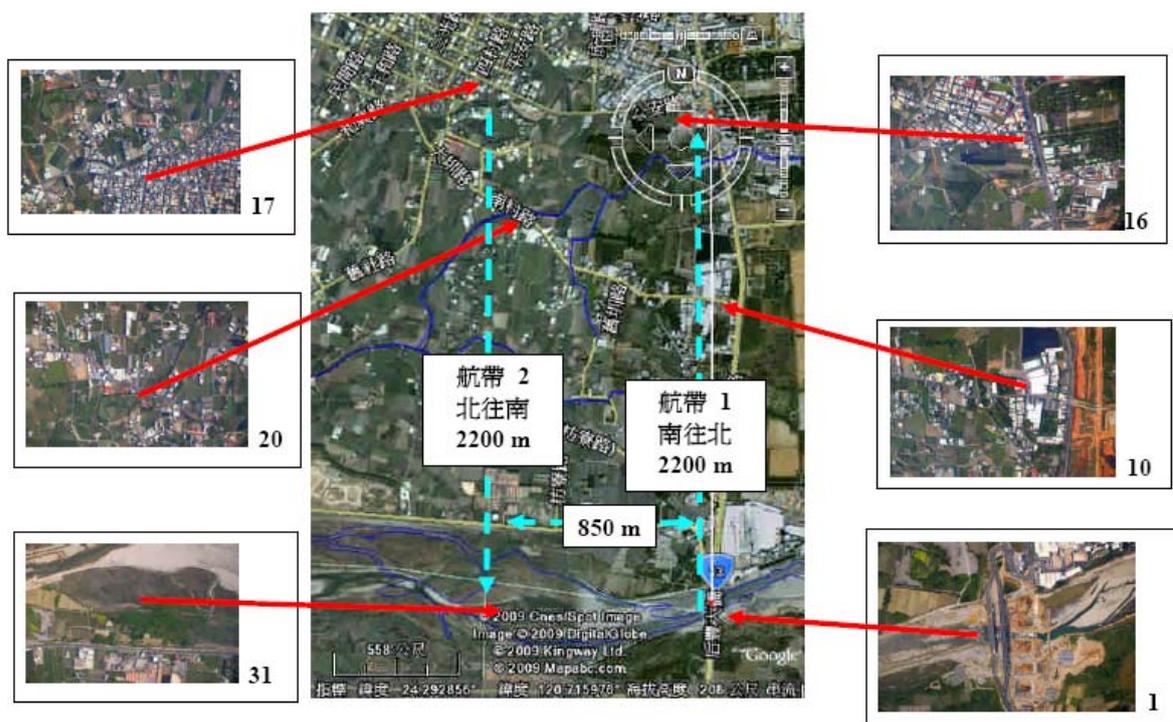


圖 7.11 旋翼型 UAV 拍攝區域示意圖

7.2.2 旋翼型 UAV 空拍困難點及解決方案

旋翼 UAV 所遭遇最大困難點主要在於續航力不足，油箱裝滿亦僅能飛行約 15 分鐘，最多往返 2.5 公里拍完兩個航帶之後就必須降落加油上車，開車前往下一個起降點再進行後續的航拍作業。目前的解決方案僅能設法改善飛行技術，略為延長飛行距離，希望能將兩個航帶的相片涵蓋範圍從 2.5x1.6 公里增加到 3x1.6 公里，實現本專案相片航帶達 3 公里的目標。以下為針對目前所使用的旋翼型 UAV 之飛行技術與設備所提出的改善方案：

- (1) 風況測試比較。
- (2) 定翼機南北飛，再加東西飛。
- (3) 飛控參數再改善精進。
- (4) 換裝 GPS 接收機，改善航向穩定性。
- (5) 加裝 OSD 顯示 GPS 座標與航向航高，改善航向航高控制。

未來長程目標則在於採購續航力可達一小時以上的直昇機，才能以高效率的方式進行大範圍的航攝作業，

7.2.3 旋翼型 UAV 後期空拍結果

本專案所規劃拍攝之朴子則陸續於 2009 年 6 月 24 日、7 月 1 日、7 月 21 日進行旋翼型 UAV 飛行作業（表 7.5），飛行任務執行的同時，亦記錄了軌跡與飛行高度（圖 7.12 至圖 7.14）。

表 7.5 旋翼型 UAV 朴子飛行記錄總整理

ITEM	日期	高度 (m)	圖中線的颜色*	相片 長 X (m)	相片數量
1	0624	900	blue	1175 x 784	136
2	0628	900	green	1175 x 784	117
3	0701-1	1200	blue	1567 x 1045	146
4	0701-2	1200	green	1567 x 1045	129
5	0701-3	900	red	1175 x 784	181
6	0701-4	900	magenta	1175 x 784	188
7	0706	900	black	1175 x 784	145
8	0721-1	600	blue	784 x 522	155
9	0721-2	600	green	784 x 522	121
10	0721-3	600	red	784 x 522	141
11	0721-4	600	magenta	784 x 522	144
12	0721-5	600	black	784 x 522	115

*註：對照旋翼型 UAV 各次航行軌跡與高度紀錄圖

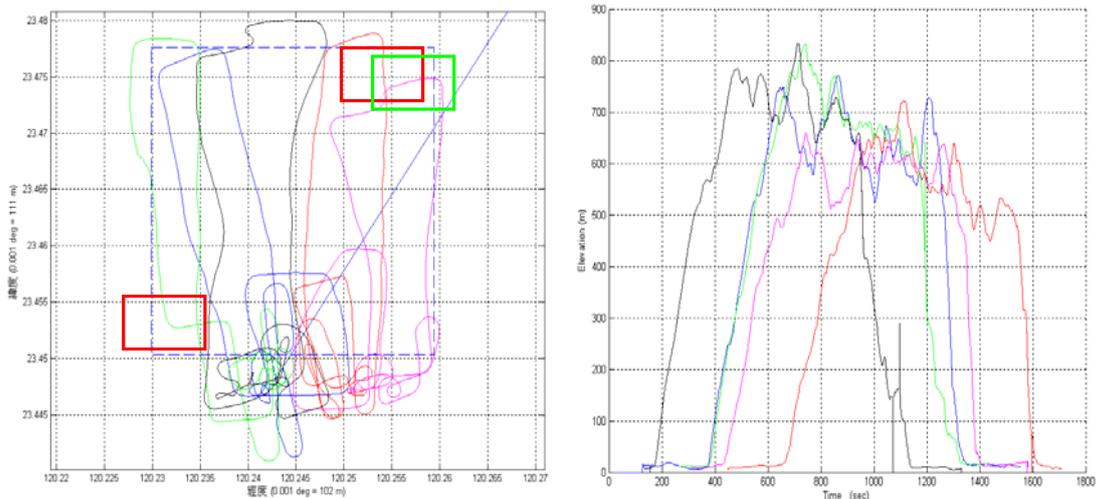


圖 7.12 旋翼型 UAV 航高 600 公尺之航行軌跡與高度紀錄

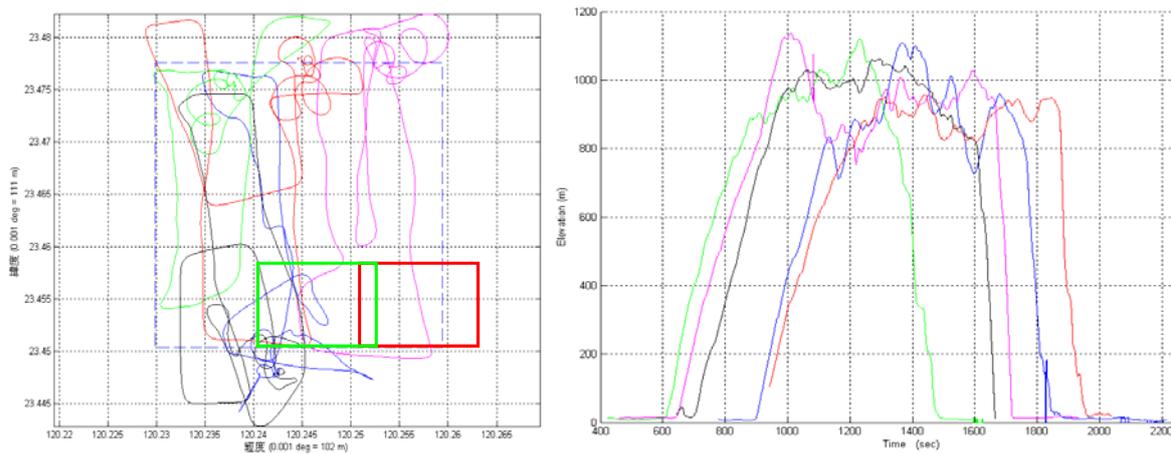


圖 7.13 旋翼型 UAV 航高 900 公尺之航行軌跡與高度紀錄

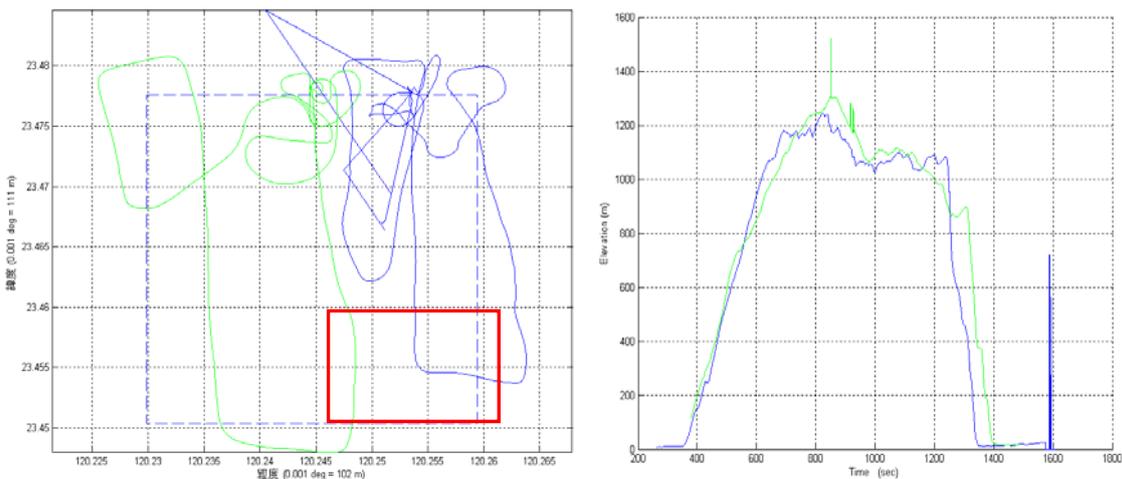


圖 7.14 旋翼型 UAV 航高 1200 公尺之航行軌跡與高度紀錄

7.3 影像快速拼接與幾何糾正結果分析

7.3.1 定翼型 UAV 影像快速拼接與幾何糾正結果

由於定翼型 UAV 於不同航高所拍攝的地區相同，故不同航高的空拍影像只有解析度與精度上的差異。將定翼型 UAV 影像降解析度處理，使航高 600 公尺的地面解析度為 130 公分；航高 900 公尺的地面解析度為 190 公分；航高 1200 公尺的地面解析度為 260 公分，再利用影像拼接軟體拼接，TPS(Thin Plate Splines) 模式進行幾何糾正。圖 7.15 為定翼型 UAV 航高 600 公尺的影像快速拼接與幾何糾正之成果，面積為 3x3 公里。

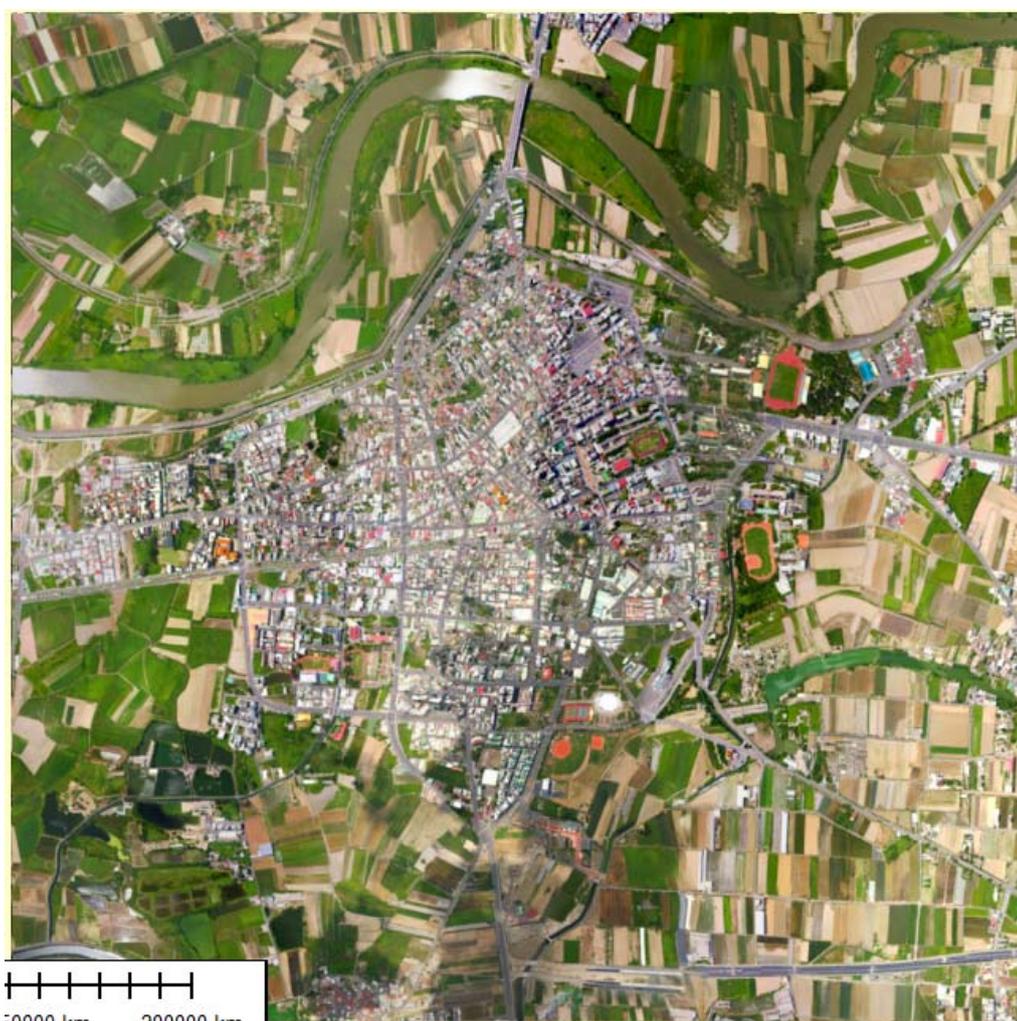


(航高 600 公尺，3x3 公里)

圖 7.15 定翼型 UAV 空拍影像快速拼接與幾何糾正成果

7.3.2 旋翼型 UAV 影像快速拼接與幾何糾正結果

由於旋翼型 UAV 於不同航高所拍攝的地區相同，故不同航高的空拍影像只有解析度與精度上的差異。將旋翼型 UAV 影像降解析度處理，使航高 600 公尺的地面解析度為 173 公分；航高 900 公尺的地面解析度為 260 公分；航高 1200 公尺的地面解析度為 350 公分，再利用影像拼接軟體拼接，TPS(Thin Plate Splines) 模式進行幾何糾正。圖 7.16 為旋翼型 UAV 航高 600 公尺的影像快速拼接與幾何糾正之成果，面積為 3x3 公里。



(航高 600 公尺，800x600 公尺)

圖 7.16 旋翼型 UAV 空拍影像快速拼接與幾何糾正成果

經由檢核點檢驗幾何糾正成果之平面誤差，不同載具與不同航高經幾何糾正影像之精度如表 7.6 所示，相關檢核點資料詳見附錄四。

表 7.6 幾何糾正影像經由檢核點檢驗平面誤差表

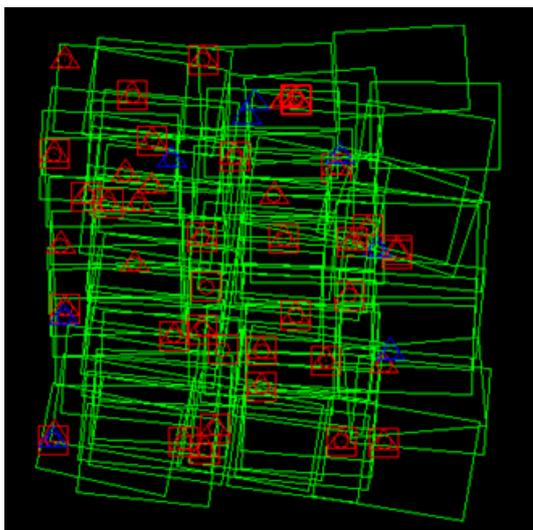
項目	X(m)	Y(m)	XY(m)
1200m 旋翼型 UAV 幾何糾正影像	4.33	4.48	6.23
900m 旋翼型 UAV 幾何糾正影像	3.43	4.44	5.61
600m 旋翼型 UAV 幾何糾正影像	2.74	2.09	3.45
1200m 定翼型 UAV 幾何糾正影像	5.67	5.89	8.18
900m 定翼型 UAV 幾何糾正影像	5.13	4.14	6.59
600m 定翼型 UAV 幾何糾正影像	3.27	2.08	3.88

7.4 空中三角結果分析

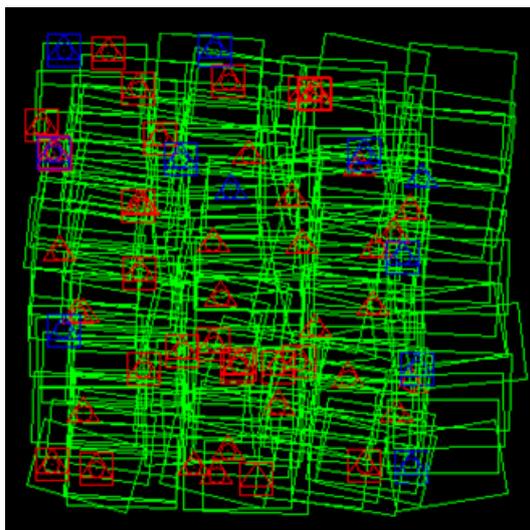
7.4.1 定翼型 UAV 影像空中三角結果

定翼型 UAV 航高 1200、900、600 公尺的測試區範圍均為 3x3 公里；而 300 公尺的測試區範圍則為 800x600 公尺。各種航高的空拍影像進行空三解算時，控制點與檢核點分佈如圖 7.17 所示，其控制點與檢核點係利用千分之一地形圖，以立體製圖的方式量測而得。空三解算後精度大為提升。

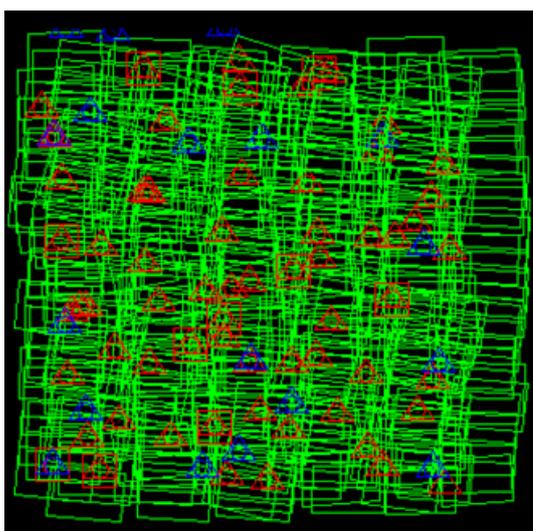
(a) 81 張航高 1200 公尺的航照



(b) 158 張航高 900 公尺的航照



(a) 357 張航高 600 公尺的航照



(b) 159 張航高 300 公尺的航照

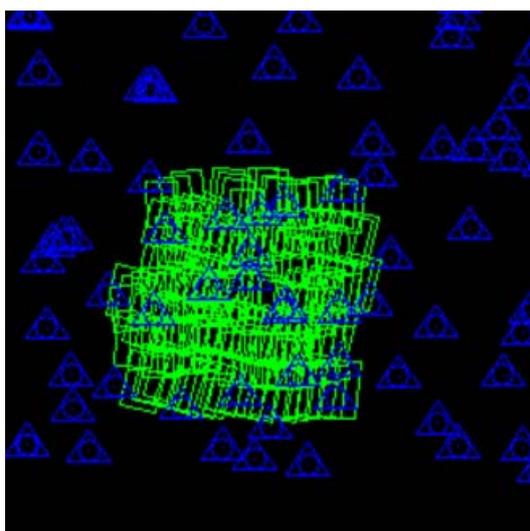


圖 7.17 定翼型 UAV 航照空中三角控制點與檢核點分佈

表 7.7 至表 7.9 顯示當定翼型 UAV 航高 1200、900、600 公尺時，其精度可以符合 1/5000 相片基本圖之要求。由表 7.10 可得知當 UAV 航高 300 公尺時，其精度符合 1/1000 地形圖之精度要求，此精度亦符合製作立體成像之精度要求。此外，觀察定翼型 UAV 之空三成果亦發現，其精度大概約為地面解析度的 1.5 倍。

表 7.7 定翼型 UAV 航高 1200 公尺空三成果

Parameter	X(m)	Y(m)	Z(m)	XY(m)
RMS Control	0.346	0.261	0.472	0.307
RMS Check	0.361	0.311	0.414	0.337
GSD : 26cm、自由網 Sigma : 1.5 um、固定網 Sigma : 1.6 um				

表 7.8 定翼型 UAV 航高 900 公尺空三成果

Parameter	X(m)	Y(m)	Z(m)	XY(m)
RMS Control	0.221	0.188	0.054	0.205
RMS Check	0.220	0.240	0.418	0.230
GSD : 19cm、自由網 Sigma : 1.6 um、固定網 Sigma : 1.8 um				

表 7.9 定翼型 UAV 航高 600 公尺空三成果

Parameter	X(m)	Y(m)	Z(m)	XY(m)
RMS Control	0.223	0.227	0.319	0.225
RMS Check	0.187	0.197	0.283	0.192
GSD : 13cm、自由網 Sigma : 1.3 um、固定網 Sigma : 1.7 um				

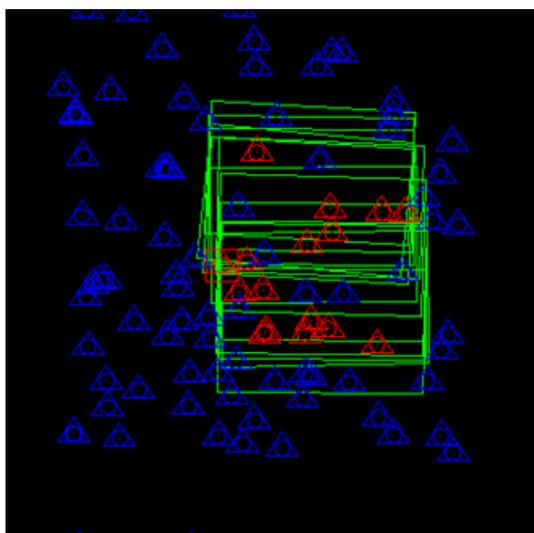
表 7.10 定翼型 UAV 航高 300 公尺空三成果

Parameter	X(m)	Y(m)	Z(m)	XY(m)
RMS Control	0.087	0.105	0.055	0.096
RMS Check	0.113	0.056	0.125	0.089
GSD : 6cm、自由網 Sigma : 2.1 um、固定網 Sigma : 2.1 um				

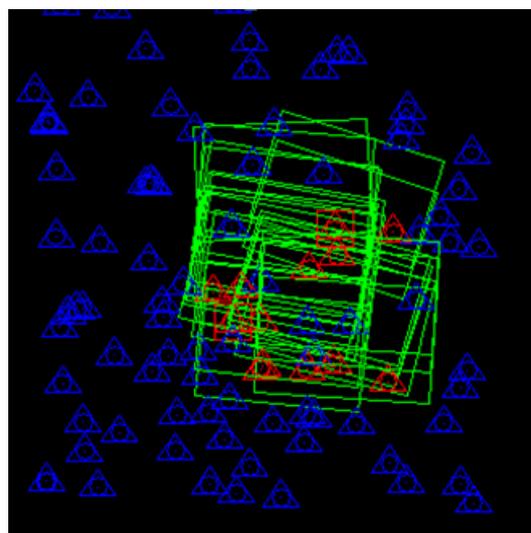
7.4.2 旋翼型 UAV 影像空中三角結果

旋翼型 UAV 由於航拍時軌跡不穩定、大面積航拍時難以達到航拍要求，故只針對測試區範圍 800x600 公尺內，航高 1200、900、600 公尺的空照進行空三計算，各種航高的空拍影像進行空三解算時，控制點與檢核點分佈如圖 7.18 所示。

(a) 13 張航高 1200 公尺的航照



(b) 24 張航高 900 公尺的航照



(c) 31 張航高 600 公尺的航照

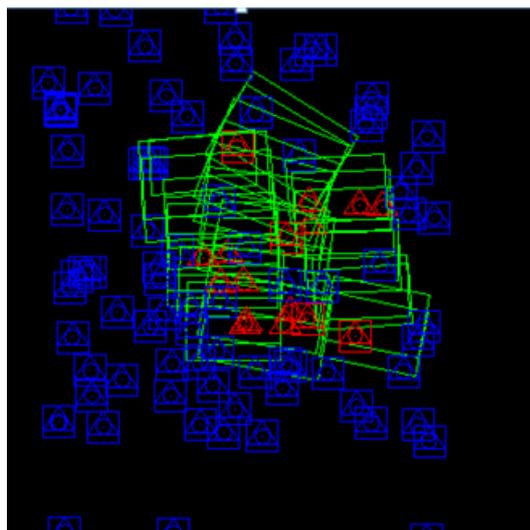


圖 7.18 旋翼型 UAV 航照空中三角控制點與檢核點分佈

表 7.11 至表 7.13 顯示當旋翼型 UAV 航高 1200、900、600 公尺時，其精度可以符合 1/5000 相片基本圖之要求。另外，由表中亦可發現旋翼型 UAV 之空三成果，其地面解析度與精度無相關性，可能與載台的不穩定性有關。

表 7.11 旋翼型 UAV 航高 1200 公尺空三成果

Parameter	X(m)	Y(m)	Z(m)	XY(m)
RMS Control	0.272	0.282	0.163	0.277
RMS Check	0.148	0.569	0.763	0.416
GSD : 35cm、自由網 Sigma : 6.4 um、固定網 Sigma : 7.9 um				

表 7.12 旋翼型 UAV 航高 900 公尺空三成果

Parameter	X(m)	Y(m)	Z(m)	XY(m)
RMS Control	0.206	0.295	0.145	0.255
RMS Check	0.640	0.528	4.001	0.586
GSD : 26cm、自由網 Sigma : 4.8 um、固定網 Sigma : 5.0 um				

表 7.13 旋翼型 UAV 航高 600 公尺空三成果

Parameter	X(m)	Y(m)	Z(m)	XY(m)
RMS Control	0.449	0.306	0.288	0.384
RMS Check	0.393	0.560	0.692	0.484
GSD : 17cm、自由網 Sigma : 6.4 um、固定網 Sigma : 6.8 um				

綜合比較表 7.7 至表 7.9 以及表 7.11 至表 7.13 間的差異，得知旋翼型 UAV 之空三精度明顯比定翼型 UAV 之空三精度差，且無論定翼型或旋翼型 UAV 對於空三結果的精度，均未按一般印象中航高降低而有線性的提高。其可能因素有三：

(1) 載台穩定性的差異：

由於飛行載台不同，定翼型 UAV 比旋翼型 UAV 飛行更穩。

(2) 鏡頭類型的差異：

裝載於旋翼型 UAV 為變焦鏡頭，裝載在定翼型 UAV 是定焦鏡頭，在率定後定焦鏡頭比變焦鏡頭更加精準。

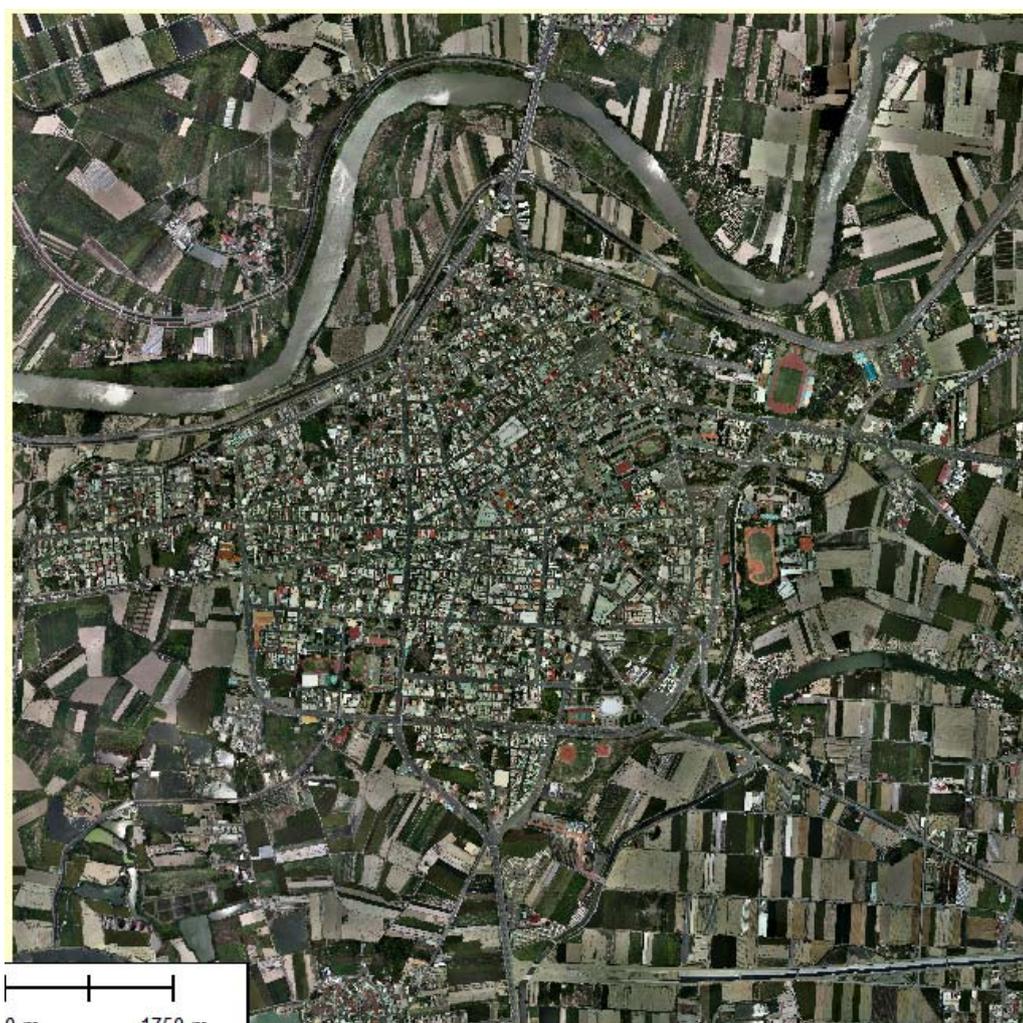
(3) 缺乏長期性的 UAV 空拍分析結果：

本專案首次以 UAV 進行專業的航空攝影測量，並未累積足夠的案例，而相對於傳統航攝，常規性的 UAV 空拍任務亦尚未建立，故並無長期或足量的 UAV 影像可供分析；因此，本專案 UAV 影像的精度分析結果，可能尚不足以說明未來長期執行下的情況。

7.5 正射糾正結果分析

7.5.1 定翼型 UAV 正射影像糾正結果

由空三資料配合 5 公尺 DTM 資料，將定翼型 UAV 航拍影像正射且鑲嵌。定翼型 UAV 航高 1200、900、600 公尺正射影像成果之範圍為 3x3 公里，圖 7.19 為定翼型 UAV 航高 600 公尺空拍影像正射成果。航高 300 公尺正射影像成果之範圍為 800x600 公尺，圖 7.20 為定翼型 UAV 航高 300 公尺空拍影像正射成果。



(航高 600 公尺，3x3 公里)

圖 7.19 定翼型 UAV 空拍正射影像成果



(航高 300 公尺，800x600 公尺)

圖 7.20 定翼型 UAV 航高 300 公尺正射影像成果

圖 7.21 為不同航高的定翼型 UAV 正射影像，地面解析度，由 26 公分至 6 公分不等，與航高成反比。其中航高 300 公尺時地面解析度細達 6 公分，由圖 7.22 可知該影像對地物的辨識能力高，不但可判讀車子的特徵，甚至可清晰地判讀道路上的標語「禁行機車」。

(a) 航高1200公尺，GSD 26公分



(b) 航高900公尺，GSD 19公分



(c) 航高600公尺，GSD 13公分



(d) 航高300公尺，GSD 6公分



圖 7.21 定翼型 UAV 不同航高的正射影像比較



圖 7.22 定翼型 UAV 航高 300 公尺的正射影像局部放大

經由檢核點檢驗正射成果之平面誤差，定翼型 UAV 航高 1200、900、600 公尺正射影像的精度如表 7.14 所示，相關檢核點資料詳見附錄四。

表 7.14 定翼型 UAV 正射影像經由檢核點檢驗平面誤差表

項目	X(m)	Y(m)	XY(m)
1200m 定翼型 UAV 正射影像	0.39	0.32	0.51
900m 定翼型 UAV 正射影像	0.39	0.35	0.52
600m 定翼型 UAV 正射影像	0.35	0.32	0.47

7.5.2 旋翼型 UAV 正射影像糾正結果

由空三資料配合 5 公尺 DTM 資料，將定翼型 UAV 航拍影像正射且鑲嵌。旋翼型 UAV 航高 1200、900、600 公尺正射影像成果之範圍為 800x600 公尺。圖 7.23 為旋翼型 UAV 航高 600 公尺空拍影像正射成果。



(航高 600 公尺，800x600 公尺)

圖 7.23 旋翼型 UAV 空拍正射影像成果

圖 7.24 為不同航高的旋翼型 UAV 正射影像，地面解析度由 17 公分至 35 公分不等，與航高成反比。

(a) 航高1200公尺，GSD35公分



(b) 航高900公尺，GSD26公分



(c) 航高600公尺，GSD17公分



圖 7.24 旋翼型 UAV 不同航高的正射影像比較

7.6 UAV 與測量車 MMS 整合規劃結果

7.6.1 UAV 與測量車 MMS 整合程序

圖 7.25 為 UAV 攝影測量系統與測量車 MMS 之整合示意圖。就使用 UAV 之傳統航測的應用而言，測量車可以提供控制測量、快速影像編修、地表特徵物屬性搜集、快速調繪與圖資更新。航測影像可提供地表特徵物屬性之能力有限，透過 UAV 所提供經過編修之影像，搭配測量車所提供之影像，除了可以快速將相關的製圖程序完成外，更能快速建立 GIS 所需之大量屬性資料。同時測量車 MMS 可提供快速的屬性更新以維持地形地物與資料庫屬性的正確性。換言之，無論是利用傳統航測或地測方式進行圖資或屬性更新所需之大量人力與金錢，透過測量車 MMS 之直接定位技術都可以快速完成。

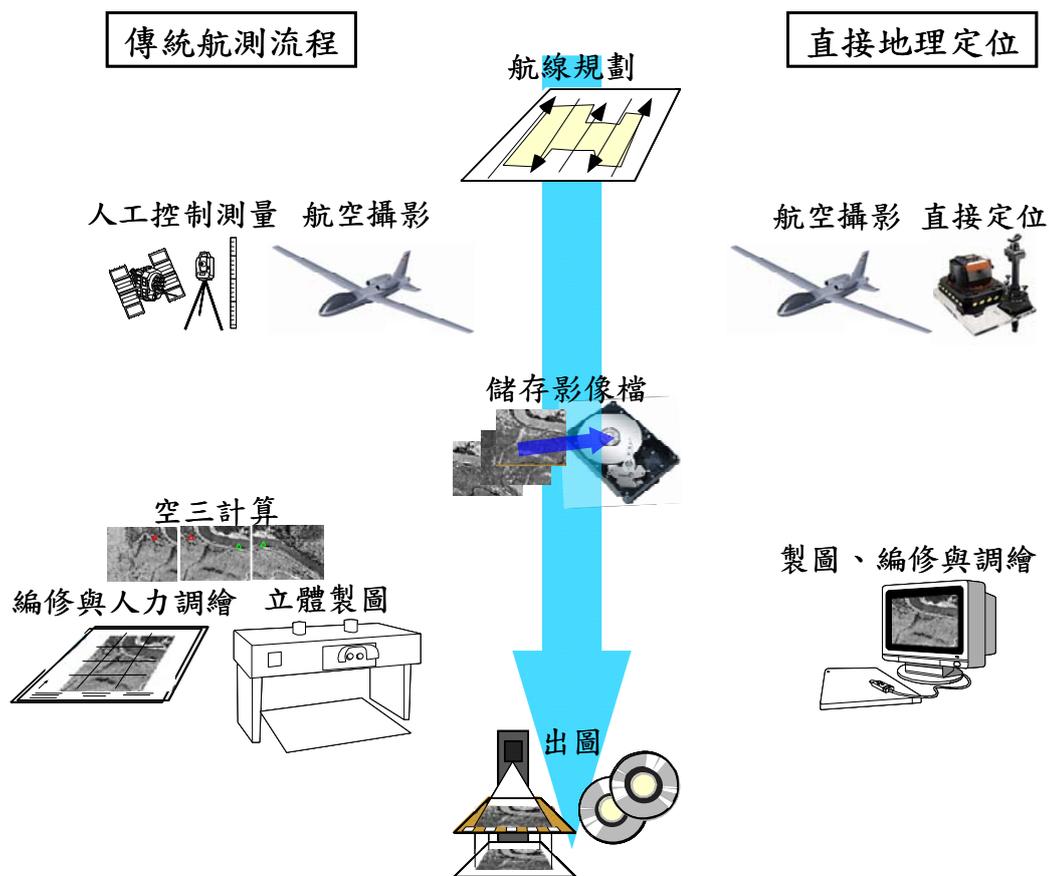


圖 7.25 UAV 與測量車 MMS 系統之整合規劃

比較傳統航測以及利用 UAV 實施直接定位技術進行航測與之流程，實施直接定位之流程提升了 50% 的效率，並可達成類似的定位精度，而就製圖時間與人工成本而言，直接定位技術的引進提升了高精度製圖的自動化程度，有效降低以往曠日費時且花費龐大之控制測量工時，同時使用 UAV 平台所花費之相關成本比使用一般飛機節省了近 50%，故所節省之人力與經費是相當可觀的。

前文約略敘述了 UAV 與測量車的整合基本概念，兩者之間在資料的整合前題為都是採用直接地理定位系統，然而就實際應用而言，UAV 或測量車所能達到的測量精度是否符合使用者需求是必須審慎考量的。在規劃階段，我們可以根據 UAV 與測量車搭載的直接定位感測器精度以及相機，來制定整合平台的應用範圍為何。以目前的 IMU/GNSS 整合的直接定位系統而言，可以根據 IMU 的等級不同，作為劃分得依據，主要的原因為 IMU 是提供載台的內方位與外方位元素的主要來源，因此製圖的精度會受到 IMU/GNSS 精度的影響。

UAV 攝影測量系統方面，本專案設計了使用單頻 L1 載波相位接收儀與 MEMS IMU 之整合式定位定向系統(圖 7.26)。本系統之動態差分計算之平面精度約為 50 公分至 1 公尺，高度約為 1.5 公尺。而姿態精度依 Roll、Pitch 與 Heading 之精度分別為 0.5 度、0.5 度與 1 度。本系統預計可以提供公尺級的直接定位精度，此精度等級雖不符合測量等級之直接定位需求，但它可提供足夠的精度以量化災損評估與人道救援之直接定位應用。所搭配雙頻載波相位接收儀之動態軌跡精度可在 30 公分以內，如此直接定位精度可提升至 50 公分左右。圖 7.27 為旋翼 UAV 攝影測量系統範例，目前該系統雖尚未具備直接定位之能力，不過本專案已完成整體規劃。

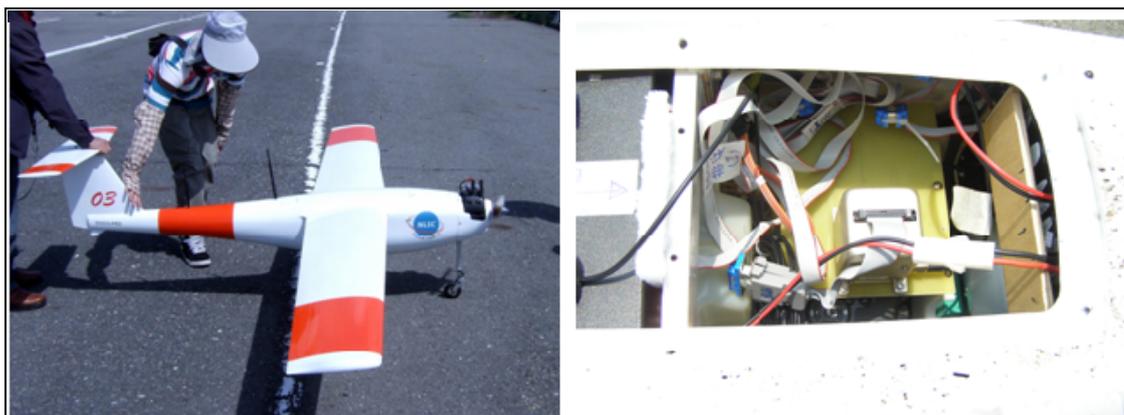


圖 7.26 定翼 UAV 攝影測量系統範例



圖 7.27 旋翼 UAV 攝影測量系統範例

圖 7.28 為 UAV 與測量車資料收集的流程，測量車與 UAV 的整合主要分為兩大部分：資料收集與資料處理。就資料收集的部份而言，UAV 與測量車各自有其搭載的定位以及測圖感測器，會隨著不同的應用類型而有所改變，然而在資料收集的階段要即時將兩個平台的資料完全整合有其難度，主要是受限 UAV 在任務中的資料傳輸量並無法負荷所有搭載感測器所傳輸之數據，故目前建議將 UAV 與測量車的資料分別收集，然後於資料後處理階段進行整合。若要在後處理階段能夠將兩個平台的資料做整合，在資料擷取的階段時，兩平台搭載的所有感測器必須只參考於一個時間系統，而目前時間同步的標準皆以 GPS 時間為準。

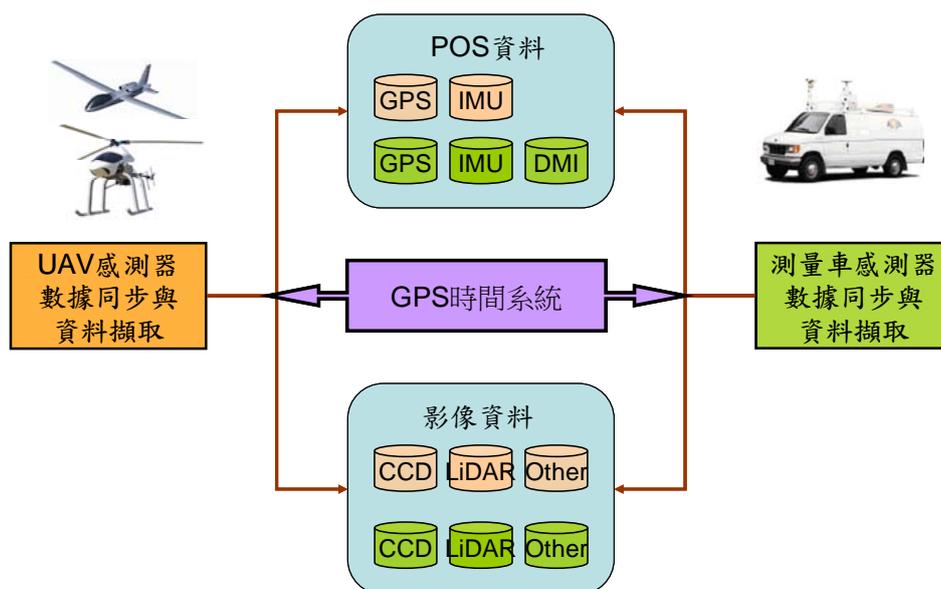


圖 7.28 UAV 與測量車的資料收集過程

在資料處理的階段，並不侷限只能整合同一時間段的資料，因為 UAV 與測量車的外業施測任務未必會同時進行，以 UAV 空拍而言，在申請空域許可的狀況下即可先行拍攝，就速度上 UAV 空速可達到將近 100 公里/小時，且其軌跡規律，相較於地面測量車可以在較短時間內拍攝到大範圍的測區資料。

圖 7.29 展示資料處理的階段兩平台的資料整合流程。其中在資料處理階段，兩平台的資料分別進行處理，其中包含了 UAV 與測量車的平滑軌跡計算、影像資料的壓縮整理，以及平台的率定等重要步驟，該階段所獲取的最終成果資料可直接使用或者整合於 GIS 平台應用。

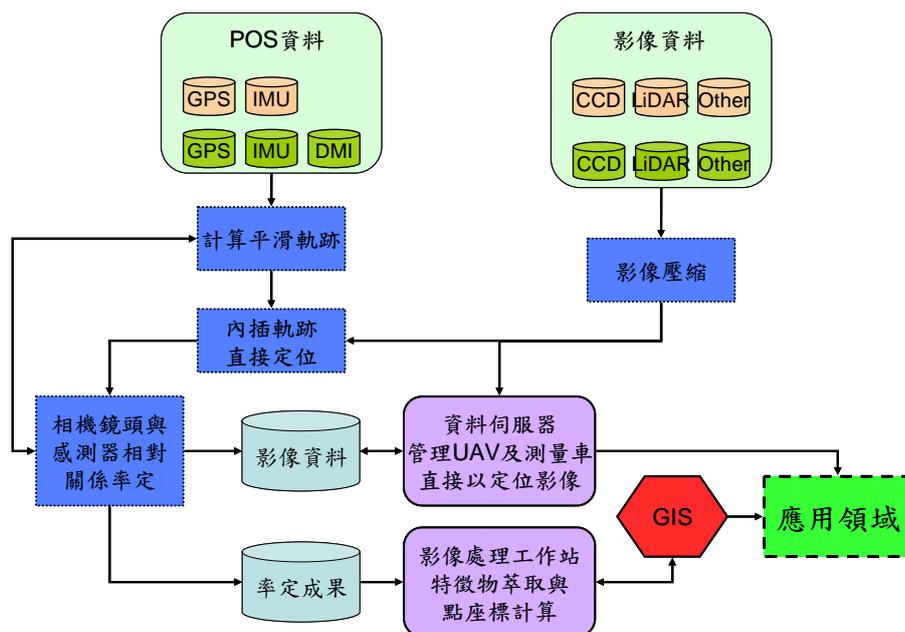


圖 7.29 UAV 與測量車整合的資料處理過程

7.6.2 UAV 與測量車 MMS 整合之應用範例

就 UAV 與測量車的整合應用而言，道路測量是一個相當實際的案例，圖 7.30、圖 7.31、圖 7.32 為 UAV 與測量車整合的資料處理介面，由圖可知空拍以及路測的影像同時顯示在軟體介面時，可以由兩種平台的影像資料進行特徵物萃取以及建立屬性資料。由於地面拍攝影像皆屬於近景拍攝，物件與相機的距離非常接近，一般都只有數公尺到數十公尺的距離，反觀 UAV 拍攝的影像中，物件與相機的距離受到航高的影響，至少都在百公尺甚至高過一千公尺的高度，許多點狀物件，如交通標誌從空拍的角度便無法進行判讀，因此這些類似物件的屬性資料就必須透過測量車拍攝的影像來收集；另一方面，UAV 的影像資料則較適合收集道路邊緣線的資料，主要原因則是 UAV 影像涵蓋的範圍較廣，收集線型的屬性資料較有效率。由此例可知，UAV 與測量車的整合，不但在屬性資料的調查更有效率，同時搭載的直接定位平台也能提供精確的位置資訊。此外，後續的資料更新則可以主要由地面測量車的測圖平台來進行資料更新，不但更新迅速，而且更可以省下 UAV 航拍的成本。

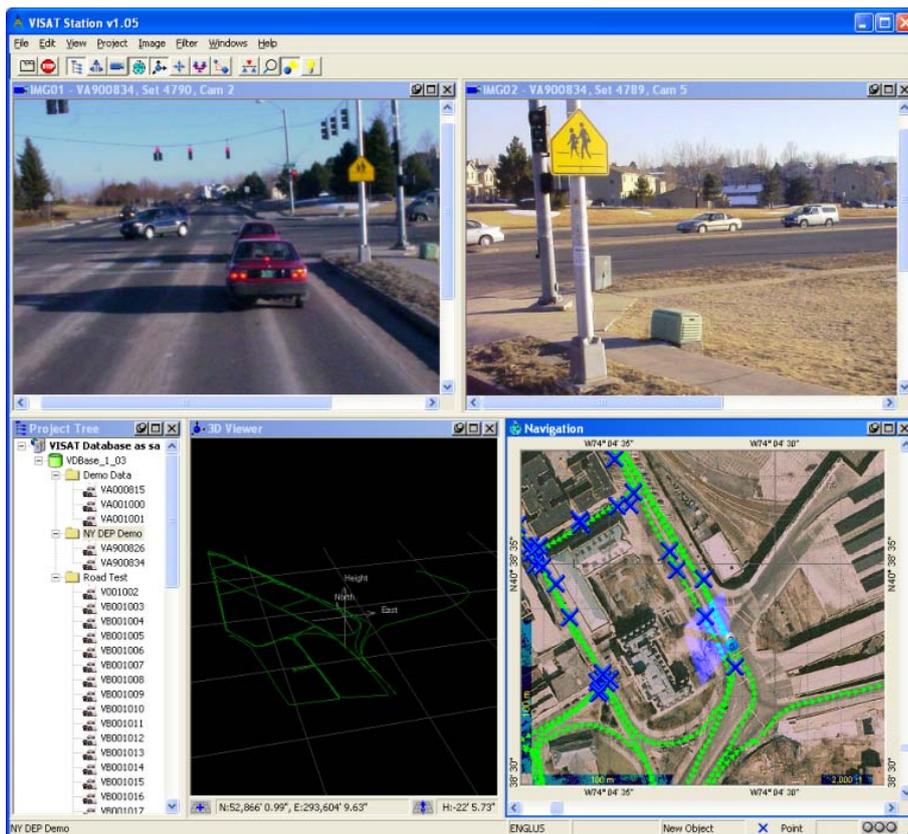


圖 7.30 UAV 與測量車 MMS 系統之整合規劃 (範例一)

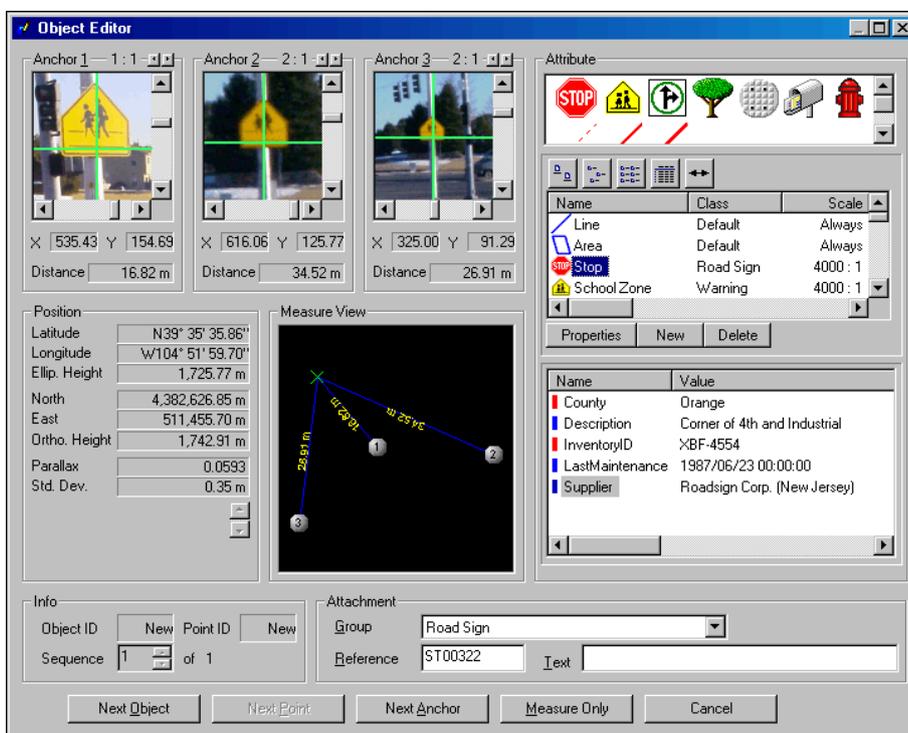


圖 7.31 UAV 與測量車 MMS 系統之整合規劃 (範例二)

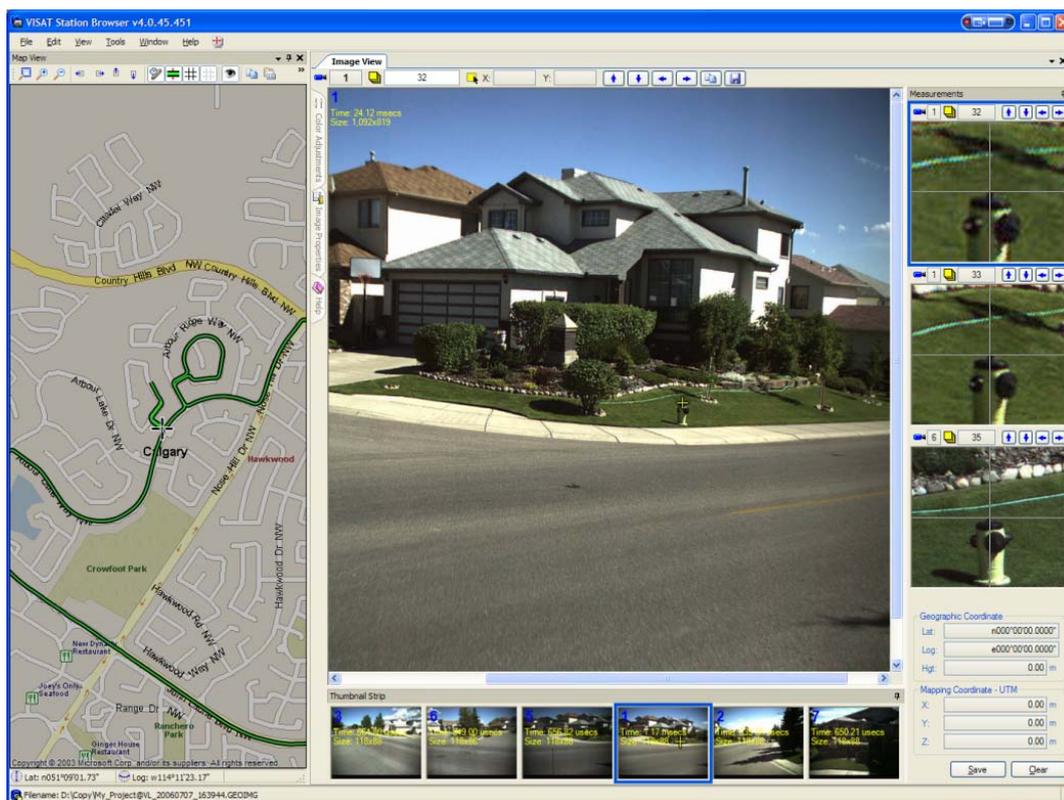


圖 7.32 UAV 與測量車 MMS 系統之整合規劃（範例三）

圖 7.33 為卡加利大學 Naser El-Sheimy 教授研究室為加拿大亞伯達政府所發展之森林火災火點即時直接定位系統。透過觀測機搭配此設備可將火點之物空間坐標直接傳遞給救火機，如此可提升救災之效率。此系統火點之直接定位精度為 20 公分至 1 公尺，對防災之直接定位需求而言，1 公尺以下的定位定向系統精度是可以接受的。

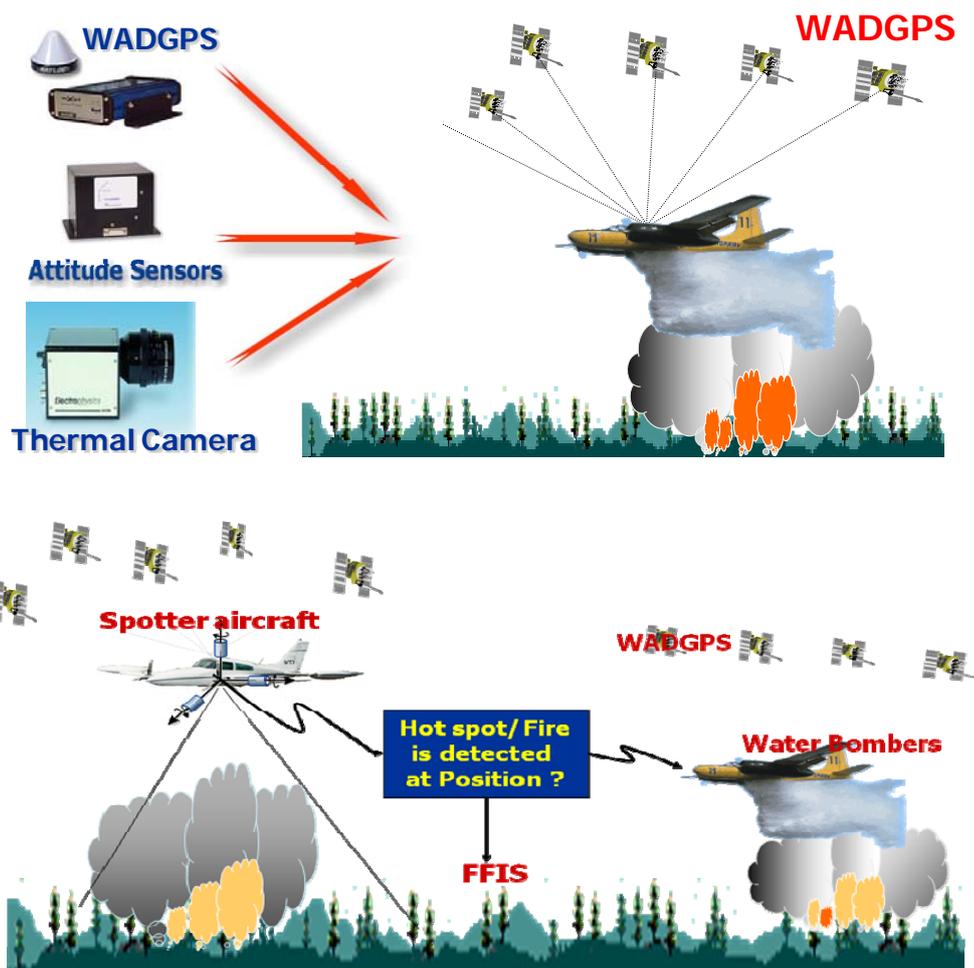


圖 7.33 森林火災火點即時直接定位系統

國內的測量車與 UAV 航測的發展都尚在起步階段，目前尚無兩種平台實際整合的應用例。然而在資訊數位化的今日，我們對空間資訊的依賴程度更勝以往，所有感興趣的屬性資料都可透過 GIS 展示在數位化的地圖介面上，未來若成功整合測量車與 UAV 航拍的影像資料，則地圖的展示介面將不僅限於空拍的視角，而且還包含了測量車拍攝的街景資料，後續的發展可說是潛力無限，將來 UAV 可以快速拍攝並產生測區的空拍正射圖，地面測量車則專司細部的屬性調繪，比起傳統的作業模式，除了可以快速將相關的製圖程序完成外，更能快速建立 GIS 所需之大量屬性資料更有效率且降低成本。

綜上所述，透過直接定位技術，不但在航測流程中可以將控制測量之工作量與成本減至最低，同時數位地圖製作之自動化程度亦可大幅提升。測量車 MMS 系統可提供快速的屬性更新以維持地形地物與資料庫屬性的正確性。同樣地，透過測量車 MMS 之輔助，控制測量、快速影像編修、地表特徵物屬性搜集、調繪與圖資更新所需之人力可以大幅減少。若 UAV 的載重問題可以進一步獲得解決，則 UAV 攝影測量系統與車載 MMS 之整合將是新一代空間資訊獲取的利器。當然，除了傳統測量製圖之應用外，其他所有與數位空間資訊有需求之應用都是此類系統的服務對象。

7.7 UAV 後續發展趨勢與方向

就 UAV 短中長期技術發展趨勢而言，國內短期內的發展首重於 (1) 定翼 UAV 飛行操控技術的提升，以改善航攝時的飛行穩定性，提高相片的品質，(2) 定翼 UAV 機載相機避震系統的改善以提高相片品質，(3) 旋翼 UAV 續航力提升到可完成 3 公里航帶往返拍攝一次的目標，(4) 旋翼 UAV 飛控電腦自動飛行技術的研發等四個方面。

在 UAV 的中長期發展趨勢上，則可分為 UAV 系統功能與性能的提升與開發，以及相關飛航法規管制的演進等兩個方面。就 UAV 系統功能與性能而言，在於續航力與載重能力的提升，通訊影像傳輸系統性能提升，相機懸吊避震增穩系統的開發，相機姿態角量測技術以及 GPS 定位精度的提升，或朝電動或 50 公分以下的微型 UAV 等諸多方向開發。

當 UAV 之載重可以提升至 20 公斤等級時，可以搭配戰術等級 IMU 與大地測量等級之接收儀以提供 20 公分以內之動態軌跡精度與 0.1 度以內之定向精度，屆時直接定位精度可以提升至 30 公分以內。目前國內已具備製作載重可達 20 公斤的 UAV 之技術能力，未來具備直接定位能力的 UAV，其 MMS 之應用除了測量製圖以外，亦可涵蓋所有需要即時量化空間資訊之應用。

現階段的 UAV 技術除了可朝向防救災應用發展以外，隨著相關技術的提升，可應用的層面將擴及至中高精度需求的領域。UAV 空拍影像具備超高地面解析度的優勢，有助於地物判釋，未來 UAV 空拍影像可朝特徵萃取或地物分類等技術發展與應用；此外，其高機動性與相對低廉的成本，在執行或協助專業航攝補測的任務，以及輔助國土利用調查作業中，亦可發揮頗高的經濟效益。

第 8 章 成本分析

8.1 UAV 飛行成本分析

8.1.1 定翼型 UAV 飛行成本分析

定翼型 UAV 的任務成本可分成人力成本、定翼型 UAV 製作成本、儀器設備成本以及其他雜項支出（表 8.1）。在人力成本方面，定翼型 UAV 的運作需要有三個人始得進行：組長負責與飛行相關的任務準備與空域申請作業，並需擔任與外界的協調介面；兩名熟練的技術人員，一人負責進行飛機的起降操作，一人負責飛機的任務運行。

在定翼型 UAV 製作上，需至少有一名資深工程師參與 UAV 的進度管制與系統組裝測試工作，週邊的零件與機體在發包予協力廠商初步完成後，即由此工程師統籌進行系統的組裝與測試。

根據不同的任務，定翼型 UAV 將採用不同的酬載設備。依據任務需求，在任務定義階段即會選定所需之感測設備。在本專案中主要的目的在於拍攝正攝照片，並取得拍攝時之相機姿態角。根據這個需求，所需採購的設備如高更新率 GPS 接收機、單眼數位相機、姿態儀等皆需要在這個階段中與飛控電腦完成系統整合。

單次出勤所需考慮的成本除人力支出外，尚須將定翼型 UAV 折舊、第三人保險、差旅費用、燃油費用等計入，以單次飛行一小時進行計算，廠商合理之收費價格約每飛行小時 6~8 萬。全天同一地點飛行作業時數無限制的合理價格約每天 15~20 萬之間。

表 8.1 定翼型 UAV 任務成本分析

(單位：千元)

項目		單位	單價	數量	總價	備註
人力 成本	組長壹名	人/月	70	6	420	
	操作員兩名	2 人/月	50	6	300	
	UAV 製作一名	人/月	40	6	240	
	系統整合	人/月	45	6	270	
	機電測試	人/月	45	6	270	
	飛行服務	式/小時	70	1	70	
	小計：1570					
定翼型 UAV 製作 成本	DODO PRO III (載具本體)	架	200	1	200	
	引擎	組	20	1	20	含製作施工
	電力系統	組	15	1	15	含製作施工
	起落架系統	組	15	1	15	含製作施工
	伺服器控制系統	個	3	9	27	含製作施工
	小計：277					
儀器設備 成本	GPS 定位系統	臺	8	1	8	
	單眼數位相機 (含鏡頭)	臺	40	1	40	
	姿態儀(IMU)	臺	80	1	80	
	通訊系統	組	500	1	500	含製作施工
	飛控電腦	套	200	1	200	含資料傳輸處理軟體
	GCS 地面控制機 動車油耗	式	3	1	3	
	小計：831					
耗材物料 成本	線材	式	20	1	20	
	電子零件	式	30	1	30	
	消耗性耗材	式	20	1	20	
	小計：70					
總計：2748						

8.1.2 旋翼型 UAV 飛行成本分析

旋翼型 UAV 的任務成本可分成人力成本、旋翼型 UAV 製作成本、儀器設備成本以及其他雜項支出（表 8.2）。在人力成本方面，旋翼型 UAV 的運作需要有兩個人始得進行：一員熟練的技術人員，由同一員負責進行飛機的起降操作，組長則於地面進行任務需求的即時更動。

在旋翼型 UAV 製作上，需至少有一名資深工程師參與進度管制與系統組裝測試工作，週邊的零件與機體在發包予協力廠商初步完成後，即由此機電測試工程師統籌進行系統的組裝與測試。

根據不同的任務需求，旋翼型 UAV 將採用不同的酬載設備；依據任務需求，在任務定義階段即會選定所需之感測設備。在本專案中主要的目的在於拍攝正射照片，並取得拍攝時之相機姿態角。根據這個需求，所需採購的設備如高更新率 GPS 接收機、單眼數位相機、姿態儀等皆需要在這個階段中與飛控電腦完成系統整合。

單次出勤所需考慮的成本除人力支出外，尚須將旋翼型 UAV 折舊、第三人保險、差旅費用、燃油費用等計入飛行服務費中，以單次飛行一小時進行計算，廠商合理之收費價格約每飛行 0.4 小時約 5~6 萬。全天同一地點飛行作業時數無限制的合理價格約每天 15~20 萬之間。

表 8.2 旋翼型 UAV 任務成本分析

(單位：千元)

項目		單位	單價	數量	總價	備註
人力成本	組長壹名	人/月	70	6	420	
	操作員一名	人/月	40	6	240	
	系統整合	人/月	45	6	270	
	機電測試	人/月	45	6	270	
	飛行服務	式/小時	60	1	60	
	小計：1260					
旋翼 UAV 製作成本	KYOSHO (載具本體)	架	120	1	120	
	引擎	組	30	1	30	含製作施工
	電力系統	組	17	1	17	含製作施工
	伺服器控制系 統	個	3	9	27	含製作施工
	小計：194					
儀器設備成 本	GPS 定位系統	臺	8	1	8	
	單眼數位相機 (含鏡頭)	臺	50	1	50	
	姿態儀(IMU)	臺	80	1	80	
	通訊系統	組	500	1	500	含製作施工
	飛控電腦 (飛行紀錄功能)	套	200	1	200	含資料傳輸 處理軟體
	GCS 地面控制 機動車油耗	式	3	1	3	
	小計：841					
耗材物料成 本	線材	式	20	1	20	
	電子零件	式	30	1	30	
	消耗性耗材	式	20	1	20	
	小計：70					
總計：2365						

8.1.3 機電整合成本分析

機電整合的目的在於以 AntiLog 記錄 GPS 與 IMU 的訊號，故儀器設備項目包含了資料記錄器、電池與電源轉換電路，由於該項目屬於高技術性質的作業，故最主要的花費則在於人力成本（表 8.3）。

表 8.3 機電整合成本分析

(單位：千元)

項目		單位	單價	數量	總價	備註
人力成本	資深工程師一名	人/月	60	4	240	
	工程師一名	人/月	30	4	120	
	博士生一名	人/月	10	2	20	
	小計：380					
儀器設備	資料記錄器 AntiLog	組	22	1	22	
	Ti-3450 電池(12V)	臺	3.7	1	3.7	
	電源轉換電路	組	4.77	1	4.77	
	小計：30.47					
					總計 410.47	

8.2 影像處理成本分析

8.2.1 影像快速拼接與幾何糾正成本分析

表 8.4 為影像快速拼接與幾何糾正作業成本統計。旋翼型 UAV 與定翼型 UAV 相同航高下的空拍影像，進行影像幾何糾正所耗費的工時是相同的，因此只需針對不同航高及降階倍數對幾何糾正統計成本。

表 8.4 影像幾何糾正工時成本統計表

航高	人時	單價	總價 (元)	備註
600m	8	340	2,720.00	降階 10 倍
900m	6	340	2,040.00	降階 10 倍
1200m	4	340	1,360.00	降階 10 倍
600m	20	340	6,800.00	降階 5 倍 (預估)
900m	15	340	5,100.00	降階 5 倍 (預估)
1200m	10	340	3,400.00	降階 5 倍

8.2.2 影像空中三角解算與正射糾正成本分析

表 8.5 為空三與正射作業成本統計。就現階段設備而論，旋翼型 UAV 航拍之空三計算所花費人力較高，為定翼型 UAV 航拍之空三計算所花費人力的三倍或三倍以上，這是由於旋翼型 UAV 航拍是屬於人為操作，難以完全依照原始所規劃的預定航線穩定飛行，亦較難固定航拍時的姿態，造成後續在相片篩選與選取相片銜接點時的困擾，故處理時間較長。但就單點或數張相片所能涵蓋區域方面而論，旋翼型 UAV 就能展現其機動性的優勢，亦不需起降跑道。

表 8.5 空三與正射影像處理成本統計

項目	航高 (m)	實際 相片數	實際 航帶數	銜接點 工作 (人月)	GCP 與 空三計算 (人月)	加總 (人月)	單價 (元月)	總金額 (元)	每公頃 平均單價
定翼 3x3km	600	357	11	1.36	0.50	1.86	60,000.00	111,600.00	124.00
定翼 3x3km	900	161	7	0.45	0.41	0.86	60,000.00	51,600.00	57.33
定翼 3x3km	1200	81	5	0.16	0.32	0.48	60,000.00	28,800.00	32.00
定翼 800x600m	300	159	8	0.50	0.50	1.00	60,000.00	60,000.00	1,250.00
旋翼 800x600m	600	31	3	0.20	0.10	0.30	60,000.00	18,000.00	375.00
旋翼 800x600m	900	24	2	0.18	0.10	0.28	60,000.00	16,800.00	350.00
旋翼 800x600m	1200	13	1	0.10	0.10	0.20	60,000.00	12,000.00	250.00

8.3 UAV 航攝製圖成本綜合分析

將飛航成本與製圖成本整合計算出一個價格，視使用者需求，選擇以定翼型或旋翼型 UAV 進行拍攝，再依據所需的面積大小與影像處理等級推算購買金額。

表 8.6 為 UAV 影像處理等級：第一級為快速拼接；第二級為空中三角；第三級為正射糾正，所需後製處理程序如下。

表 8.6 UAV 影像處理等級

★表「有」

後製等級	等級名稱	銜接點	快速拼接	鏡頭畸變校正	水準測量控制點	空中三角解算	正射化高差糾正
1	快速拼接	★	★				
2	空三			★	★	★	
3	正射			★	★	★	★

以下茲分別就定翼型與旋翼型 UAV 的航攝製圖成本進行分析。

8.3.1 定翼型 UAV 航攝製圖成本綜合分析

隨著相機與鏡頭的差異，並且減少相片重疊率與張數，成本亦有所調整，本專案目前定翼型 UAV 所使用的相機為 CANON 450D，不過其重量較重，像素也尚有升級的空間。

表 8.7 所評估的項目中，將相機改用 2100 萬像素的 Canon 5D-II (Sony α 900 則有 2440 萬像素)，每小時航拍費用 70,000 元，每航次最低僅 50,000 元。與目前相同 GSD 的情況下，相片面積加大，相片數量減少 40%，航帶數量與航拍時間也降低，配合 24 mm 鏡頭的側向攝角從 50 度加大為 73 度，可容忍較大的 UAV 滾轉與俯仰角，降低航帶重疊，縮短航拍時間；若配合 20 mm 鏡頭，則側向攝角加大到 84 度，航帶重疊可由 50% 降低為 40%，相片重疊降低為 65%，相片數量再減少 20%。

表 8.8 所評估的項目中，將相機改用 6000 萬像素的哈蘇 H4D-60 相機，每小時航拍費用 180,000 元，每航次最低僅 90,000 元。哈蘇鏡頭最小焦距為 28.9 mm，當 GSD 為 25 公分時不利於雲下作業，將航高調整為 1200 公尺，同時大幅降低了拍攝的相片張數，故雖然搭載的高等級的相機，其後製成本卻大幅下降。

藉由上述相機與鏡頭的升級、調整航帶重疊，再加上飛行控制以及相機懸吊減震等技術改善，整體而言，航拍時間可減少 40% 以上，相片數量可減少 50% 以上，使得原始成本大幅下修，符合市場期望，估計該分析成果在未來兩年內皆可適用。

表 8.7 定翼 UAV 型搭載 Canon5D-II 相機之航攝製圖成本

面積 (km ²)	航高 (m)	航帶 數	相片長寬 (m)	相片 張數	時間 (min)	航拍 費用*	後製 等級	地面解析 度 (cm)	製圖費用 (NTD)	每公頃 平均單價	應用建議
9	780	3	1396 x 932 (1.30 km ²)	27	6	7,000	1	250	2,000	10	緊急勘災、 定性分析
9	780	3	1396 x 932 (1.30 km ²)	27	6	7,000	2	25	5,400	14	定量分析、 平原區國土利用調查
9	780	3	1396 x 932 (1.30 km ²)	27	6	7,000	3	25	43,500	57	測繪製圖、 國土利用調查
9	310	9	555 x 370 (0.205 km ²)	207	18	21,000	1	100	2,750	27	緊急勘災、 定性分析
9	310	9	555 x 370 (0.205 km ²)	207	18	21,000	2	10	41,400	70	定量分析、 平原區國土利用調查
9	310	9	555 x 370 (0.205 km ²)	207	18	21,000	3	10	199,500	245	測繪製圖、 國土利用調查

註：*每小時航拍費用 70,000 元。

表 8.8 定翼 UAV 型搭載哈蘇 H4D-60 相機之航攝製圖成本

面積 (km ²)	航高 (m)	航帶 數	相片長寬 (m)	相片 張數	時間 (min)	航拍 費用*	後製 等級	地面解析 度 (cm)	製圖費用 (NTD)	每公頃 平均單價	應用建議
9	1200	2	2241 x 1677 (3.76 km ²)	8	4	12,000	1	250	600	14	緊急勘災、 定性分析
9	1200	2	2241 x 1677 (3.76 km ²)	8	4	12,000	2	25	1,600	16	定量分析、 平原區國土利用調查
9	1200	2	2241 x 1677 (3.76 km ²)	8	4	12,000	3	25	12,900	28	測繪製圖、 國土利用調查
9	500	5	894 x 670 (0.60 km ²)	60	10	29,000	1	100	800	34	緊急勘災、 定性分析
9	500	5	894 x 670 (0.60 km ²)	60	10	29,000	2	10	12,000	46	定量分析、 平原區國土利用調查
9	500	5	894 x 670 (0.60 km ²)	60	10	29,000	3	10	57,850	97	測繪製圖、 國土利用調查

註：*每小時航拍費用 180,000 元。

8.3.2 旋翼型 UAV 航攝製圖成本綜合分析

目前旋翼型 UAV 仍仰賴人工操作，受限於載重與續航力的因子，將持續延用較為輕巧的 Sony α 350（1400 萬像素）進行空拍任務，每航次僅以 2 個航帶計算。

表 8.9 顯示旋翼型 UAV 航攝製圖的平均單價遠高於定翼型 UAV，但其不需起降跑道的垂直升降特性，仍是定翼型所無法取代的，例如應用於山區的勘災與山坡地環境監測等。

表 8.9 旋翼 UAV 型搭載 Sony α350 相機之航攝製圖成本

面積 (km ²)	航高 (m)	航帶 數	相片長寬 (m)	相片 張數	時間 (min)	航拍 費用*	後製 等級	地面解析 度 (cm)	製圖費用 (NTD)	每公頃 平均單價	應用建議
6	860	2	1149 x 468 (0.54 km ²)	20	10	50,000	1	250	1,500	86	緊急勘災、 定性分析
6	860	2	1149 x 468 (0.54 km ²)	20	10	50,000	2	25	4,000	90	定量分析、 平原區國土利用調查
6	860	2	1149 x 468 (0.54 km ²)	20	10	50,000	3	25	32,250	138	測繪製圖、 國土利用調查
3	360	5	460 x 307 (0.14 km ²)	66	10	50,000	1	100	900	85	緊急勘災、 定性分析
3	360	5	460 x 307 (0.14 km ²)	66	10	50,000	2	10	13,200	106	定量分析、 平原區國土利用調查
3	360	5	460 x 307 (0.14 km ²)	66	10	50,000	3	10	63,650	190	測繪製圖、 國土利用調查

註：*每航次航拍費用 50,000 元。

8.4 UAV 與測量車整合應用之成本分析

8.4.1 測量車 MMS 軟硬體成本分析

本文已於第 6.1 章中詳盡說明了建置測量車 MMS 所需的硬體規格。建置測量車 MMS 時，其感測器的規格與價格隨著不同精度等級之應用而異；而車輛基本機電設備及其所需的建置成本皆為固定不變；加上人力成本規劃（一年期）由三位專任助理來完成測量車的軟硬體開發及測試，估計建置測量車所需成本如表 8.10 所示。

表 8.10 測量車建置成本分析

（單位：千元）

項	目	單位	單價	數量	總價	備註
人力成本	專任助理一名	人/月	34	40.5	1417.5	
	小計：1417.5					
車輛及基本硬體	客貨兩用車	輛	800	1	800	Toyota INNOVA Nissan LIVINA
	車頂架	組	80	1	80	含施工
	電力系統	組	25	1	25	含電池、施工
	車上電腦	臺	100	1	100	含機櫃
	小計：1005					
物料	線材				15	
	電子零件				15	
	小計：30					
總計：2452.5						

表 8.11 不同等級測量車 MMS 平台之成本

(單位:千元)

等級	設備	單價	數量	複價	備註(參考型號)
低精度 (約 1m)	微機電 IMU	500	1	500	BEI SDID MMQ-G
	測量級 GNSS 接收機	600	1	600	NovAtel ProPak V3
	CCD 相機	120	4	480	AVT Stingray F201-B Balser Scout ScA1600
	總計：1580				
中高精度 (約 50cm)	戰術級 IMU	1300	1	1300	KVH CNS-5000
	測量級 GNSS 接收機	600	1	600	NovAtel ProPak V3
	CCD 相機	120	6	720	AVT Stingray F201-B Balser Scout ScA1600
	地面光達	250	1	250	SICK AG LMS200
總計：2670					
高精度 (約 30cm)	高階戰術級或導航 級 IMU	2000	1	2000	iMAR iIMU-FSAS Northrop LN200
	測量級 GNSS 接收機	600	1	600	NovAtel ProPak V3
	CCD 相機	120	6	720	AVT Stingray F201-B Balser Scout ScA1600
	地面光達	1000	1	1000	
總計：4320					

8.4.2 UAV 與測量車 MMS 應用成本分析

表 8.12 與表 8.13 分別詳列了測量車與 UAV 不同製圖精度等級 MMS 之應用場景，在本專案目前僅針對測量製圖領域進行規劃，然而隨著搭配感測器種類之發展，多感測器整合平台將可延伸至更多的應用領域。就長遠規劃而言，未來十年內供直接定位戰術等級或導航等級的 IMU 價格，將從現行二萬至五萬美金大幅降至一萬美金以內。

精密 INS/GNSS 定位及定向系統之整合的技術包含軟硬體層面，對一般使用者而言較為複雜，加上 IMU 之取得較為不易，故現行市面上所有使用 INS/GNSS 整合的之空載製圖相機及光達系統製造廠商，皆選擇加拿大 Applanix 公司所發展的 POS 系統，使用其所提供精密的定位定向資訊，以利直接地理參考應用。該公司所提供的 POS 系統除了在硬體上整合了 INS 與 GNSS 之資訊外，還提供使用者相關資料處理軟體 POSpac。雖然 Applanix 所提供的 POS 系列的產品效能無疑是最佳的，但仍有其缺點或限制，該系統的為單價過高，一套整合戰術等級 IMU 的 POS AV510 系統（此為目前所有光達產品及空載攝影製圖系統所使用的系統）在台灣要價超過一千萬新台幣；且系統本身並不支援一般國外客戶所研發的軟硬體平台，亦即上述軟硬體無法分開使用，例如使用者無法單獨運用 POSAV 所提供的觀測量，以自行開發的軟體進行計算；此外，使用者亦無法利用該公司的軟體，對其他 INS/GNSS 系統所提供的觀測量進行計算，而商用的軟硬體於性能上的提升亦有所限制，上述這些限制對一般的研究機構或使用者而言是相當不利的。

反之透過自行採購與整合戰術等級 IMU 與大地等級 GPS 接收儀，再搭配自行研發軟體，整體成本將控制在四百萬以內；且這些系統皆可提供原始觀測量給後續所研發之軟硬體平台使用。未來因為微機電技術的普及，戰術等級 IMU 之價格將可大幅減低，相對的，由於技術門檻相對較低，預期出口限制亦會大幅減少。

表 8.12 不同等級測量車 MMS 平台之應用場景規劃成本

等級	設備	價格	場景及應用
低精度 (約 1m)	微機電 IMU	50 萬至 80 萬	鄉下地區圖資更新 鄉下地區資源調查 鄉下地區事故調查 鄉下地區調查
	測量級 GNSS 接收機	50 萬至 70 萬	
	消費型數位單眼相機	3 萬至 5 萬	
中高精度 (約 50cm)	戰術級 IMU	100 萬至 150 萬	一般市區及市郊圖資更新 一般市區及市郊資源調查 一般市區及市郊事故調查 一般市區及市郊災損調查 中精度製圖 高速公路號誌調查
	測量級 GNSS 接收機	50 萬至 70 萬	
	專業測量相機	10 萬至 15 萬(台)	
高精度 (約 30cm)	高階戰術級或導航級 IMU	250 萬以上	三大都會區市區及市郊圖資更新 三大都會區及市郊資源調查 三大都會區及市郊故調查 三大都會區及市郊災損調查 高精度製圖 數值地型模型(搭配光達)
	測量級 GNSS 接收機	50 萬至 70 萬	
	專業測量相機	10 萬至 15 萬(台)	

表 8.13 不同等級 UAV MMS 平台之應用場景規劃成本

等級	設備	價格	場景及應用
低精度 (約 1m)	微機電 IMU	30 萬至 60 萬	鄉下地區圖資更新 鄉下地區資源調查 鄉下地區事故調查 鄉下地區調查 災區快速調查
	單頻 GPS 接收機	5 萬至 10 萬	
	消費型數位單眼相機	3 萬至 5 萬	
中高精度 (約 50cm)	戰術級 IMU	100 萬至 150 萬	一般市區及市郊圖資更新 一般市區及市郊資源調查 一般市區及市郊故調查 一般市區及市郊災損調查 中精度製圖 空載中精度製圖系統
	測量級 GNSS 接收機與航空用天線	50 萬至 80 萬	
	專業測量相機	10 萬至 15 萬(台)	

第9章 結論與建議

9.1 結論

綜整本專案研發所得之成果，本團隊得到以下具體結論：

1. 本專案運用無人飛行載具 (UAV)，透過導航定位與定向系統、無線通訊系統與相關感測器的集成整合，並經多次實地技術驗證，逐步累積視距外遠端遙控操作 UAV 的飛控技術，讓 UAV 在符合不同任務設計下，成功的擷取對地之航拍影像。本團隊除了成功驗證運用 UAV 在航空攝影測量的可行性之外，所整合出國內自主性研發能量，將為本國空間資料的蒐集與調查提供創新的途徑。未來，藉由 UAV 之高機動性與低成本的利基，將可來輔助填補傳統衛星遙測與傳統航拍資料獲取的空隙，大幅提昇取得空間資訊的適時性，亦高度提升空間資料更新的效率與便利性。
2. 就航空攝影測量的任務需求而言，UAV 必須能夠執行定向與定高的穩定航行，同時必須避免飛行載台外方位姿態的過大運動，以求航拍過程在航向與航帶間的相片獲得足夠重疊率。由於定翼型 UAV 的飛行力學與控制律較易掌握，以及其載台較易於進行酬載的整合與設計，因此定翼型 UAV 航拍較適合大面積的航測應用。在現階段酬載感應器的有限精度下，為克服側風對 UAV 飛行姿態的影響，本團隊以擴大航向前後重疊度至 80%，及以擴大航帶重疊度至 40%，雖然因而需處理較多之相片數，但可確保立體像對涵蓋的完整性，以利後續立體製模及正射影像無縫鑲嵌。
3. 限於計畫時程與經費，目前旋翼型 UAV 的飛控技術尚未達到自動控制狀態，因此較難應用於定向與高重疊率的航測作業，但本專案藉由資深飛行員的手動操作，仍可進行視距外遠端遙控飛行，成功對地進

行航拍。由於旋翼型 UAV 不需起降跑道，而且具備滯空懸浮的特性，因此有利於小範圍特定地區進行補測任務。此外，本專案也驗證旋翼型 UAV 相當適合高機動性的監測任務，在快速蒐集空間資訊的需求下，旋翼型 UAV 仍有其相當潛力。雖然目前旋翼型 UAV 飛控較不穩定，若後續能就飛行中的穩定性加以改善，預期未來在大範圍監控任務中將更具競爭力。

4. 本專案針對不同航高所拍攝之 UAV 影像，逐一進行傳統光束法之空三平差解算，其空三成果均在 $10\mu\text{m}$ 以內，強制附合後增量未超過自由網的 30%，已符合各級航測作業規範之所需。本專案定翼型 UAV 所拍攝的空照，經專業的影像處理後亦可進行以下應用：
 - (1) 當 UAV 的航高為 300 公尺時，所拍攝之地面解析度 (GSD) 可達 6 公分，幾何精度約為 10 公分，可達到 1/1000 地形圖製圖標準。未來，UAV 將可大幅提高 1/1000 地形圖修測之更新頻率；
 - (2) 當 UAV 的航高為 600 公尺時，其地面解析度亦可達 13 公分，幾何精度約 50 公分以內，可達到 1/2500 的地形圖製圖標準。未來，UAV 在水保與水利應用上，特就地貌變遷比對，將可大幅降低資料獲取的週期；
 - (3) 當 UAV 的航高為 900 公尺時，所拍攝之地面解析度可達 19 公分，幾何精度約為 23 公分以內，可達到 1/2500 的地形圖製圖標準。由於單張影像的像幅 (約 830m X 550m) 較低航高拍攝像幅大，較具資料更新蒐集的經濟規模，因此可應用於製作與更新 1/5000 比例尺之相片基本圖、通用版電子地圖底圖、國土利用調查底圖。
5. 在考量後處理所需投入作業工時，以目前本專案酬載配備規格，旋翼型 UAV 適合定點式航拍，估計約 10 張相片以內，最符合經濟成本。定翼型 UAV 則適合大面積航拍，約 400 張相片以內，最符合

經濟成本。

6. 因為 UAV 較為輕巧，故受風力影響嚴重，以致出現外方位姿態 ω 、 ψ 、 κ 三軸角度過大的問題，使得空三計算時自動匹配找銜接點困難，需要加入大量人力協助。因此，如何精進 UAV 飛控操作、載台與酬載最佳佈局設計、提高感測器精度之感測器機電整合（POS 系統），以及發展影像處理技術來降低人力作業等，均為後續重要的發展課題。
7. 未來，在感測器機電整合完成後，將可提供更為精準外方位參數資料，如此空三處理之人力成本將可望大幅降低。以此基礎下，比較定翼型 UAV 與專業航拍之成本差異：產製 3x3 公里範圍之 1/1000 地形圖（約為 20 幅涵蓋範圍），定翼型 UAV 航拍成本將比傳統航拍經濟；然而，若擴大到 4x4 公里以上範圍，因定翼型 UAV 所需佈設的地面控制點增加，UAV 在航拍上的經濟效益將逐步遞減，在考量增加控制測量與後處理之人力成本後，則 UAV 航拍的 cost 將與傳統航拍成本相仿。
8. 利用環景拼接技術能快速得到監測區域之影像，而不同 UAV 載具與不同航高的影像，其幾何糾正結果精度亦不同。以本專案成果為例，經由檢核點檢驗後之平面誤差（XY）約 3.88 至 8.18 公尺。該成果足夠應用在精度要求相對較低，但需迅速反應之場合，如供即時防救災之參考。
9. 整合 UAV 與測量車之移動式製系統（MMS），當精度限定為 30 公分以內時，導入直接定位技術，即可直接求得目標區域之三維坐標，可以與 UAV 航測進行互補，降低地面測量與調查所需之人力與時間成本。

9.2 建議

綜整本專案工作過程，本團隊提出下列建議以供後續研究之參考：

1. 透過本專案在 UAV 技術能量之階段建立，本團隊建議國土測繪中心運用後續研發計畫及試辦作業，延伸至相關測繪與空間資訊之應用領域。本計畫已初步完成運用 UAV 進行航測之精度驗證，後續應可朝製程作業規模化，以及後處理技術之精進發展。
2. 運用已建立的軟硬體及系統整合能力，本計畫運用 UAV 快速擷取即時現地影像，迅速完成大面積的影像拼接，應可擴大運用於林區巡守、治水、防救災緊急應變或環境監控之其他應用領域。
3. 由於 UAV 監測的機動程度，與空域申請及相關飛航法規管制有關，倘若運用於強調即時性之防救災應用，政府（中央應變中心）需強化相關單位間的直向與橫向協調溝通，以利提升 UAV 監測之時效性。
4. 本專案已針對整合 UAV 與測量車 MMS 提出完善規劃，若未來實際進行 UAV 與測量車系統整合測試，預期將降低資料建置的成本，提升製圖的效率。本專案限於時程與經費，僅能提出整合框架與構想，建議貴中心能夠在此規劃基礎上，繼續進行試辦計畫。
5. 由於可以進行低空飛行的能力，UAV 空拍影像具備超高地面解析度的優勢，有助於地貌與地物之判釋與分類，除了可應用於專業製圖上，未來亦可朝特徵萃取或地物分類等技術發展與應用。而其高機動性與相對低廉的成本，在執行或協助專業航攝補測的任務，以及輔助國土利用調查作業中，亦可發揮較高的經濟效益。

參考文獻

1. Bendea H., Boccardo P., Dequal S., Disabato F., Giulio tonolo F., Marenchino D. and Perez F. (2007): ITHACA project: a new approach for disaster management, ITHACA project: a new approach for disaster management, In: Joint CIG/ISPRS Conference on Geomatics for Disaster and Risk Management.
2. BENDEA H.; BOCCARDO P.; DEQUAL S.; GIULIO TONOLO F.; MARENCHINO D.; PIRAS M. (2008): Low cost UAV for post-disaster assessment, international archives of the photogrammetry, remote sensing and spatial information sciences.
3. Bendea, H., Boccardo, P., Dequal, S., Giulio Tonolo , F., Marenchino, D., Piras, M. (2008): “Low Cost UAV for Post-Disaster Assessment”, Commission VIII, WG VIII/2, pp. 1373-1380, Proc. of ISPRS 2008, Beijing.
4. Brown, R. G. and Hwang, P. Y. C. (1992): Introduction to random signals and applied Kalman filtering. John Wiley & Sons, Inc. New York.
5. Chiang, K. W. (2004): INS/GPS Integration Using Neural Networks for Land Vehicular Navigation Applications, UCGE Report 20209, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Calgary, Canada
6. Chunsun Zhang (2008): AN UAV-BASED PHOTOGRAMMETRIC MAPPING SYSTEM FOR ROAD CONDITION ASSESSMENT, The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. Vol. XXXVII. Part B5. Beijing 2008, p627~632.
7. Cronk, S., Fraser C. S., Hanley H. (2006): Automated Metric Calibration of Colour Digital Cameras, The Photogrammetric Record, Vo. 21, No. 116, pp: 355–372.
8. Eisenbeiss, H. (2004): A mini Unmanned Aerial Vehicle (UAV): System overview and image acquisition, International Workshop on Processing and Visualization using High Resolution Imagery, 18-20 November, Pitsanulok,

-
- Thailand, In: International Archives of Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences, Vol. XXXVI-5/W1, (CD-ROM).
9. Eisenbeiss, H. (2006): APPLICATIONS OF PHOTOGRAMMETRIC PROCESSING USING AN AUTONOMOUS MODEL HELICOPTER, ISPRS Commission I Symposium, Paris, France, 03.-06. July, In: International Archives of Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences, Vol. XXXVI-Part1/B.
 10. Eissenbeis, H., Lambers, K., Sauerbier, M. and Zhang, L. (2005): Photogrammetric documentation of an archaeological site (Palpa, Peru) using an autonomous model helicopter. Proceedings CIPA International Symposium — 26 September-1 October, Torino, Italy. CD ROM.
 11. 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.
 12. El-Sheimy, N. (2004): Inertial Techniques and INS/DGPS Integration, ENGO 623 lecture notes, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary.
 13. Eugster, H., Nebiker, S. (2008): UAV-based Augmented Monitoring - Real-time Georeferencing and Integration of Video Imagery with Virtual Globes, The XXI ISPRS Congress, Beijing, 3-11 July 2008.
 14. Fraser, C. S. (1997): Digital Camera Self-calibration, ISPRS Journal of Photogrammetry & Remote Sensing, Vol. 52, pp.149-159.
 15. Fraser, C.S. and Cronk, S. (2008): A Hybrid Measurement Approach for Close-Range Photogrammetry. Submitted to ISPRS Journal of Photogrammetry & Remote Sensing, March.
 16. Gelb, A. (1974): Applied Optimal Estimation. The MIT Press.
 17. Grenzdörffer, G. J., Engelb, A., Teichert, B. (2008): “The Photogrammetric Potential of Low-Cost UAVs in Forestry and Agriculture”, Commission I ICWG I/V - ThS-23, pp. 1207-1214, Proc. of ISPRS 2008, Beijing.
 18. Haarbrink, R. B., Eisenbeiss, H. (2008): Accurate DSM production from unmanned helicopter systems, The International Archives of the
-

-
- Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. Vol. XXXVII. Part B1. Beijing 2008, p 1259~1264.
19. Haarbrink, R.B., Koers, E.(2006): Helicopter UAV for photogrammetry and rapid response.
 20. Herndon, VA.(2005): Welcome! NASA / DHS UAV Capabilities Assessment Workshop, NASA / DHS UAV Capabilities Assessment Workshop. July 6 & 7, 2005.
 21. Insitu, <<http://www.insitu.com/>>
 22. Lapucha, D. (1990): Precise GPS/INS Positioning for Highway Inventory System. M.Sc Thesis, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Calgary, Canada.
 23. Schwarz K.P., Chapman M.E., Cannon E., Gong P. (1993): An Integrated INS/GPS approach to the georeferencing of remotely sensed data, Photogrammetric Engineering & Remote Sensing, 59(11), pp. 1667-1674.
 24. Shin, E.H. (2001): Accuracy Improvement of Low Cost INS/GPS for Land Application, (M.Sc. thesis), UCGE Report No. 20156. Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary.
 25. Shin, E.H. (2005): Estimation Techniques for Low Cost Inertial Navigation, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Calgary, Canada , UCGE Report 20219
 26. SONY 官方網站：DT 18-70mm 數位單眼相機鏡頭 SAL-1870 介紹
<http://www.sonystyle.com.tw/is-bin/INTERSHOP.enfinity/WFS/Sony-SonyStyle-Site/zh_TW/-/TWD/ViewProductDetail-Start;pgid=wg9gSocI8GZSR009EdUkm5UT00003wpufOAw?ProductUUID=NtEKAQuxHdMAAAESHngMeAQK&CatalogCategoryID=Ms8KAQuxVl0AAAEX4zYd7KUu>,
2009/11/2.
 27. SONY 官方網站：SONY α 350X 數位單眼相機介紹
<http://www.sonystyle.com.tw/is-bin/INTERSHOP.enfinity/WFS/Sony-SonyStyle-Site/zh_TW/-/TWD/ViewProductDetail-Start;pgid=wg9gSocI8GZSR009EdUkm5UT00003wpufOAw?ProductUUID=3fQKAQuxbZEAAAEYDz>
-

- UCmH0M&CatalogCategoryID=yBMKAQux61oAAAEWN1cS1FZY>, 2009/11/2.
28. Sousa, D.M. (2005): Unmanned Aerial Vehicles for Rapid Environmental Assessment and Mine Countermeasures, Unmanned air vehicles; Naval operations; Mine countermeasures.
 29. The U.S. Air Force Remotely Piloted Aircraft and Unmanned Aerial Vehicle Strategic Vision is available on Air Force Link at <<http://www.af.mil/shared/media/document/AFD-060322-009.pdf>>.
 30. 山葉發動機株式會社<http://www.barnardmicrosystems.com/L4E_rmax.htm>。
 31. 王聰榮 (2006)：無人飛行載具 2006 年發展趨勢，航太工業通訊雜誌，第 59 期。
 32. 王聰榮、李繼泓 (2006)：無人飛機發展現況與展望，機械工業雜誌, 281 期 <www.itri.org.tw/chi/lib/DownloadFile.aspx?AttNBR=1550>。
 33. 林博雄等 (2005)：無人飛行載具颱風穿越觀測，航太工業通訊雜誌，第 58 期。
 34. 張友義 (2005)：無人飛行載具(UAV)產業發展現況概述，航太工業通訊雜誌，第 58 期。

附 錄

附錄一 空域申請公文範例

申請人資料與空域範圍

使用負責人員

姓名	職稱	身分證號碼	聯絡電話
○○○	○○○	A12345678	0936-111-222

申請時間

民國九十五年十月二十三日~ 民國九十五年十月二十四日

使用空域

大鵬灣青洲濱海休憩區附近空域，預定飛行高度上限 MSL 1000 ft

下列各點之連線範圍(WGS 84)	上下限	聯絡人	使用時間
#1 120°26'40"E 22°27'7" N	MSL 1000 ft~ 海平面	0953-123-456	10/23
#2 120°25'37"E 22°26'17" N			AM9:00~PM4:30
#3 120°27'0"E 22°25'6" N			10/24
#4 120°27'54"E 22°26'12" N			AM9:00~PM12:00

涵蓋該區域之最小半徑 1.5 海浬，中心坐標 120°26'56"E 22°26'14"N (WGS 84)

飛行計畫

預計由鹽埔漁港 (22°28'26"N 120°26'5.6"E) 朝方位 225 起飛後，維持航高 500ft。離岸 0.5 海浬後，轉向 135，往演習地點 (22°26'27"N 120°27'4"E) 飛行，並在申請空域內持續盤旋飛行。

任務完成後，延原航道返回鹽埔漁港降落。

預計起飛地點

鹽埔漁港 (22°28'26"N 120°26'5.6"E)

無人飛機操作注意事項

1. 離開岸邊之直昇機目視航道（演習當天有總隊直升機參與演練，將錯開上空時間）
2. 全時地面站遠端監控飛機狀態
3. 持續監聽守望台資訊
4. 保持與塔台聯絡管道

失效緊急處置方案

1. 無人飛機電源失效後，油門自動切斷，固定空速、固定姿態滑翔
2. 無人飛機引擎失效後，飛機固定空速、固定姿態滑翔
3. GPS 定位失效後，飛機進行定高度盤旋
4. 目視範圍下，由地面駕駛員接管，目視範圍外由地面控制站下達控制指令以進行緊急

失效可能影響範圍

以預訂飛行之 MSL1000ft 高度計算，無人飛機在電力或引擎失效後，以下滑道為 10 度計算，可能之最大滑降距離約一海浬。若在任務區失效，可能這着路位置為大鵬灣海域，不致影響沿海重工業區。

緊急情況連絡人

○○○

0953-123-456

附錄二 法規

航管類 09-11B

民用航空局對機場四週禁止施放有礙飛航安全物體實施要點

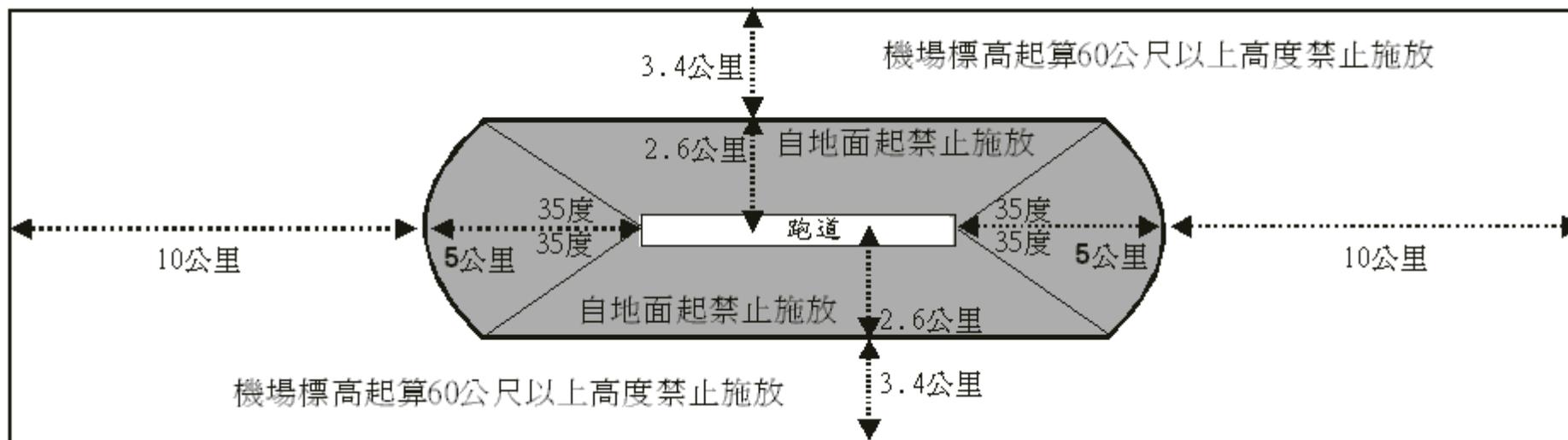
中華民國 91 年 1 月 10 日企法字第 0910000818 號函訂定

中華民國 95 年 7 月 31 日企法字第 09500230411 號函修正

- 一、民用航空局（以下簡稱本局）為執行機場四週禁止施放有礙飛航安全物體，特訂定本要點。
- 二、本要點適用於交通部會同國防部及內政部劃定公告之民用及軍民合用機場。前項機場四週禁止施放有礙飛航安全物體之距離範圍，係以機場跑道兩端中心點為圓心，半徑五公里向外左右各三十五度所劃之弧與以機場跑道中心線左右兩側各二點六公里之區域所連線範圍。前項連線範圍外，自跑道兩端中心點延伸五公里處向外延伸十公里及由跑道中心線向兩側延伸二點六公里處向外延伸三點四公里形成之四邊形範圍內，自機場標高起算之六十公尺以上高度，禁止施放有礙飛航安全物體（如附圖）。
- 三、本要點所稱有礙飛航安全物體，係指經人為施放之風箏、天燈、煙火、遙控飛機、氣球或其他可能影響航空器飛航安全之漂浮或移動物體。
- 四、本局所屬航空站於獲知或發現行為人在公告範圍內施放有礙飛航安全物體時，應即通知航警單位會同當地警察機關至施放現場，於查證屬實後，開具裁處書（如附件二）予以處分。航空站於裁處前應給予受處罰者書面（如附件三）陳述意見之機會。
- 五、航空站於未影響飛安情況下，且機場無航空器活動時，得逕予同意或於施放前十五日陳報本局核定相關單位申請施放風箏、天燈、煙火、遙控飛機、氣球等物體。

附圖：

機場四週禁止施放有礙飛航安全物體距離範圍示意圖



以機場跑道兩端中心點為圓心，半徑五公里向外左右各三十五度所劃之弧與以機場跑道中心線左右兩側各二點六公里之區域所連線範圍以內，禁止施放有礙飛航安全物體。連線範圍外，自跑道兩端中心點延伸五公里處向外延伸十公里及由跑道中心線向兩側延伸二點六公里處向外延伸三點四公里形成之四邊形範圍內，自機場標高起算之六十公尺以上高度，禁止施放有礙飛航安全物體。

附件二

交通部民用航空局裁處書			發文日期				
			發文字號				
受處分人	姓名或 名稱			性別		出生 日期	
	國民身分證 統一編號或 國籍及護照 號碼						
	地 址						
代表人或 管 理 人	姓 名				性別		
	出生日期		身分證統一號碼				
	地 址						
主 旨							
事 實							
理 由 及 法 令 依 據							
量 罰 情 形							
繳款期限			繳款地點	航空站			
注意事 項	1.不服本處分者，得自本處分送達之次日起三十日內，繕具訴願書逕送本局，並由本局函轉交通部提起訴願。 2.罰鍰逾期不繳納者，即移送法務部行政執行署所屬行政執行處執行。						

本裁處書製作三份，一份送達受處分人，一份由航空站存查，一份於受處分人拒繳時移送行政執行處用。

交通部民用航空局

局長 ○ ○ ○

附件三

交通部民用航空局陳述意見通知書

受通知人	姓名（或法人、團體名稱及代表人或管理人姓名）	
	國民身分證統一編號（立案證號或國籍及護照號碼）	
	設籍或通訊住址（或事務所、營業所）	
違規事實		
法規依據		
預定量 罰情形		
通知事項	<p>1. 請於接到本通知書後十日內向本局提出陳述書。如未於上開期限內提出陳述書者，依行政程序法第一百零五條第三項規定，視為放棄陳述意見之機會。</p> <p>2. 陳述書如係受託辦理陳述者，應依行政程序法第二十四條第四項規定，檢附委任書。</p>	
交通部民用航空局		
中 華 民 國 年 月 日		

第一聯 通知聯

交通部民用航空局陳述意見通知書

受通知人	姓名（或法人、團體名稱及代表人或管理人姓名）	
	國民身分證統一編號（立案證號或國籍及護照號碼）	
	設籍或通訊住址（或事務所、營業所）	
陳述意見		
<p style="text-align: center;">中 華 民 國 年 月 日</p>		

第二聯 陳述意見聯

實施航空測量攝影及遙感探測管理規則

業經內政部於 97 年 7 月 23 日以台內地字第 0970117813 號令訂定發布，本規則自發布日施行。

本規則依國土測繪法（以下簡稱本法）第五十五條第四項規定訂定之。

機關、團體或個人（以下稱辦理單位）申請實施本法測繪所為之航空測量攝影（以下簡稱航攝）及遙感探測（以下簡稱遙測），應具備下列資格：

備有航攝或遙測性能之航空器或遙測性能之衛星者，或取得載臺管理機關或普通航空業之行政協助或勞務服務者。

備有整套航攝儀器及底片沖洗曬印或影像處理設備者，或備有整套遙測儀器及影像處理設備者。

前項之團體負責人及個人應具有中華民國國籍。

辦理單位實施航攝或遙測，應檢附下列文件向中央主管機關提出申請：

- 一、實施計畫書三份。
- 二、航攝或遙測地區範圍圖。
- 三、辦理航攝或遙測業務之設備清冊：

（一）航空器或衛星之類型及機號。

（二）航攝或遙測儀器與沖洗曬印或影像處理設備之種類、名稱及數量。

團體及個人應另附人民團體立案證書、法人登記證書、營利事業登記證（或營業登記證）或其他足資證明身分文件之影本。

前項實施計畫書，應記載下列事項：

目的。

航攝或遙測地區及範圍。

作業方法、航攝或遙測之航高、航速、比例尺、地面解析度、航線及重疊比等。

實施航攝或遙測作業人員之姓名、年齡、住址、職務及國民身分證統一編號。

經費概算表。

實施期間。

預計成果。

取得載臺管理機關之行政協助案件應附相關公文，取得載臺管理機關或普通航空業之勞務服務案件應附承攬契約書。

獲取之影像或其他相關資料須送往其他國家處理者，其理由。

其他有關事項。

中央主管機關受理申請航攝或遙測申請案件，經審查不符合前條規定者，應通知辦理單位於接到通知之日起十五日內補正，逾期未補正或補正仍不合規定者，駁回其申請。

運用航攝或遙測所獲取之成果辦理後續測繪業務，應依本法第六章及第七章規定辦理之。

辦理單位應依中央主管機關核定之航攝或遙測實施計畫書辦理。

機關實施航攝或遙測獲取之影像或其他相關資料，其內容經沖洗或影像處理完成後，應依國家機密保護法訂定機密等級。

團體或個人實施航攝或遙測獲取之影像或其他相關資料，其內容經沖洗或影像處理，應經中央主管機關會同國防部審查通過。

辦理單位於實施航攝或遙測完竣後六十日內，應編製下列文件送中央主管機關備查：

- 一、工作報告書。
- 二、攝影航線或影像資料涵蓋圖。

前項工作報告書，應包括下列事項：

- 一、實施計畫書之核准文號。
- 二、航攝或遙測地區範圍圖。
- 三、成果統計。
- 四、作業期程及概況說明。
- 五、作業檢討。
- 六、其他有關事項。

機關實施航攝或遙測獲取之影像及底片，應隨附於工作報告書，送交中央主管機關保管。

需用航攝或遙測影像資料者，得向中央主管機關申請曬印或轉錄。但機密級以上資料應由中央主管機關轉國防部同意後始得辦理。

前項機密級以上資料，以供應機關、學校或公營事業機構為限。

第三條第一項第二款、第九條第二項第二款之航攝或遙測地區範圍圖及第九條第一項第二款之攝影航線或影像資料涵蓋圖，應以二萬五千分之一、五萬分之一或十萬分之一地形圖為底圖描繪之。

前項範圍圖或涵蓋圖之比例尺，得視實際需要，報經中央主管機關同意後縮放。中央主管機關得將第九條第三項及第十條第一項之業務委任所屬機關或委託其他機關辦理。

本規則自發布日施行。

Federal Aviation Administration (FAA)



Federal Aviation Administration

Memorandum

AFS-400 UAS POLICY 05-01

TITLE: Unmanned Aircraft Systems Operations in the U. S. National Airspace System - Interim Operational Approval Guidance

DATE: September 16, 2005

1. **Purpose:** AFS-400 UAS Policy 05-01 provides guidance to be used to determine if unmanned aircraft systems (UAS) may be allowed to conduct flight operations in the U. S. National Airspace System (NAS). AFS-400 personnel will use this policy guidance when evaluating each application for a Certificate of Waiver or Authorization (COA). Due to the rapid evolution of UAS technology, this policy will be subject to continuous review and updated when appropriate.
2. **National Security:** When the Department of Defense or the Department of Homeland Security declares that a UAS operation is a matter of "national security," the FAA may approve an application for a COA that, under normal circumstances, might not otherwise conform to the policies set forth in this policy. In this case, national security itself may override risk mitigation requirements and the applicant must declare in the COA application acceptance of all risks associated with the UAS operations. In general, such requests should be directed to the Administrator, Federal Aviation Administration, from an equivalent level individual of the applicant's organization.
3. **Background:** Unmanned aircraft (UA) operations have increased dramatically during the past several years in both the public and private sectors. In response to this increasing activity, it has become necessary to develop guidance for Federal Aviation Administration organizations to use when evaluating applications for Certificate(s) of Waiver or Authorization. This policy is not meant as a substitute for any regulatory process. This policy was jointly developed by, and reflects the consensus opinion of:
 - AFS-400, the Flight Technologies and Procedures Division, FAA Flight Standards Service (AFS);
 - AIR 130, the Avionics Systems Branch, FAA Aircraft Certification Service (AIR); and,
 - ATO-R, the Office of System Operations and Safety, FAA Air Traffic Organization (ATO).

4. General: The FAA is particularly concerned that UA operate safely among non-cooperative aircraft and other airborne operations not reliably identifiable by RADAR, i.e. balloons, gliders, parachutists, etc. While considerable work is ongoing to develop a certifiable “detect, sense and avoid” system, an acceptable solution to the “see and avoid” problem for UA is many years away. If UA operators were held rigorously to the “see and avoid” requirements of Title 14, Code of Federal Regulations (14 CFR) part 91.1131, Right-of-Way Rules, there would be no UA flights in civil airspace. The FAA supports UA flight activities that can demonstrate that the proposed operations can be conducted at an acceptable level of safety. AFS intends to approve COA applications supported by a system safety study if the conclusion of the study indicates that a collision with another aircraft, parachutist or other civil airspace user is extremely improbable. Additionally, it is the applicant’s responsibility to demonstrate that injury to persons or property along the flight path is extremely improbable. Acceptable system safety studies must include a hazard analysis, risk assessment, and other appropriate documentation that support the “extremely improbable” determination.

If special types of RADAR or other sensors are utilized to mitigate risk, the applicant must demonstrate that –

- noncooperative aircraft, including targets with low-RADAR reflectivity, such as gliders and balloons, can be consistently identified at all operational altitudes and ranges, and,
- consequently, collision between those targets and the UA is highly unlikely.

5. Definitions: The following definitions apply to terms used in this policy.

- **Chase aircraft** – a manned aircraft flying in close proximity to UA that carries a qualified observer and/or UA pilot.

1 § 91.113 Right-of-way rules: Except water operations.

(a) Inapplicability. This section does not apply to the operation of an aircraft on water.

(b) General. When weather conditions permit, regardless of whether an operation is conducted under instrument flight rules or visual flight rules, vigilance shall be maintained by each person operating an aircraft so as to see and avoid other aircraft. When a rule of this section gives another aircraft the right-of-way, the pilot shall give way to that aircraft and may not pass over, under, or ahead of it unless well clear.

(c) In distress. An aircraft in distress has the right-of-way over all other air traffic.

(d) Converging. When aircraft of the same category are converging at approximately the same altitude (except head-on, or nearly so), the aircraft to the other's right has the right-of-way. If the aircraft are of different categories—

(1) A balloon has the right-of-way over any other category of aircraft;

(2) A glider has the right-of-way over an airship, powered parachute, weight-shift-control aircraft, airplane, or rotorcraft.

(3) An airship has the right-of-way over a powered parachute, weight-shift-control aircraft, airplane, or rotorcraft.

However, an aircraft towing or refueling other aircraft has the right-of-way over all other engine-driven aircraft.

(e) Approaching head-on. When aircraft are approaching each other head-on, or nearly so, each pilot of each aircraft shall alter course to the right.

(f) Overtaking. Each aircraft that is being overtaken has the right-of-way and each pilot of an overtaking aircraft shall alter course to the right to pass well clear.

(g) Landing. Aircraft, while on final approach to land or while landing, have the right-of-way over other aircraft in flight or operating on the surface, except that they shall not take advantage of this rule to force an aircraft off the runway surface which has already landed and is attempting to make way for an aircraft on final approach. When two or more aircraft are approaching an airport for the purpose of landing, the aircraft at the lower altitude has the right-of-way, but it shall not take advantage of this rule to cut in front of another which is on final approach to land or to overtake that aircraft.

[Doc. No. 18334, 54 FR 34294, Aug. 18, 1989, as amended by Amdt. 91-282, 69 FR 44880, July 27, 2004]

- **Cooperative aircraft** – aircraft that are being tracked by Air Traffic; or, an aircraft that has an electronic means of identification (i.e., a transponder) aboard.
- **Line-of-sight** – method of control and collision avoidance that refers to the pilot or observer directly viewing the UA with human eyesight. Corrective lenses (spectacles or contact lenses) may be used by the pilot or visual observer. Aids to vision, such as binoculars, field glasses, or telephoto television may be employed as long as their field of view does not adversely affect the surveillance task.
- **Noncooperative aircraft** – aircraft that are not being tracked by Air Traffic; or, an aircraft that does not have an electronic means of identification (i.e., a transponder) aboard.
- **Observer** – a trained person who assists the UA pilot in the duties associated with collision avoidance.
- **Pilot-in-Command (PIC)** – the person directly responsible for the operation of the UA. The responsibility and authority of the pilot in command as described by 14 CFR 91.3², Responsibility and Authority of the Pilot in Command, apply to the UA PIC. This definition is not intended to suggest that there is any requirement for the UA PIC to be qualified as a crewmember of a manned aircraft.
- **Unmanned Aircraft** – a device that is used or intended to be used for flight in the air that has no onboard pilot. This includes all classes of airplanes, helicopters, airships, and translational lift aircraft that have no onboard pilot. A UA is an aircraft as defined in 14 CFR 1.1³.

6. Criteria: The following criteria apply to specific terms or concepts pertinent to UAS.

6.1. Certificate of Waiver or Authorization: ATO is responsible for the COA process as outlined in FAA Order 7610.4, Special Military Operations, and FAA Order 7210.3, Facility Operations and Administration. Applications should be made on FAA Form 7711-24, Application for Certificate of Waiver or Authorization, through the local Air Traffic Service Area office. ATO has developed a guidance checklist covering the application and approval process.

6.1.1. COA Review by FAA Flight Standards Service: Prior to issuance of a COA, ATO normally requests a review by AFS. Specifically, AFS-400 evaluates each application to determine if risks associated with the operation have been acceptably mitigated. In some cases, AFS 400 will refer an application to AIR for an

² § 91.3 Responsibility and authority of the pilot in command.

(a) The pilot in command of an aircraft is directly responsible for, and is the final authority as to, the operation of that aircraft.

(b) In an in-flight emergency requiring immediate action, the pilot in command may deviate from any rule of this part to the extent required to meet that emergency.

(c) Each pilot in command who deviates from a rule under paragraph (b) of this section shall, upon the request of the Administrator, send a written report of that deviation to the Administrator.

(Approved by the Office of Management and Budget under control number 2120-0005)

³ § 1.1 General definitions.

...

Aircraft means a device that is used or intended to be used for flight in the air.

⁴ FAA Form 7711.2 may be found at this URL: <http://www.forms.faa.gov/forms/7711-2.pdf>

airworthiness determination. Additionally, an application may be referred to the FAA Office of the Chief Counsel (AGC), for determination of the status of an applicant, i.e., public or civil.

- 6.2. **Civil COA applications:** COA applications for civil UA operations will not be accepted. Civil UA operators should follow current airworthiness certification processes established by AIR in order to operate in the NAS.
- 6.3. **Airworthiness Certification – General:** UA must be shown to be airworthy to conduct flight operations in the NAS.
- 6.3.1. Public applicants – Public COA applications must include one of the following:
- a civil airworthiness certification from the FAA, or
 - a statement specifying that Department of Defense Handbook “Airworthiness Certification Criteria” (MIL-HDBK-516), as amended⁵, was used to certify the aircraft, or
 - specific information explaining how an airworthiness determination was made. The appropriate FAA offices must approve all COA applications in which the UA has neither a civil airworthiness certification from the FAA nor a statement specifying that MIL-HDBK-516 was used to certify the UA. Applicants submitting a COA application in this manner should anticipate a lengthy processing time.
- 6.4. **Chase Aircraft Operations:** Chase aircraft pilots must not concurrently perform either observer or UA pilot duties along with chase pilot duties. Observers onboard a chase aircraft must keep visual contact with the UA at all times. To the extent consistent with the safety of the chase aircraft, the chase aircraft should be operated within one mile laterally and 3000 feet vertically from the UA.
- 6.5. **Communications Requirements:** Any visual observer, radar monitor, or sensor operator charged with providing collision avoidance for the UA must have direct communication with the UA pilot.
- 6.6. **Dropping Objects/Hazardous Materials.** If UA intended use includes the dropping or spraying of aircraft stores, the application must specifically address this hazard and make a clear case that injury to persons on the ground is very unlikely. A similar case must be made for hazardous materials carried aboard the UA.
- 6.7. **Flight Below 18,000 Feet Mean Sea Level (MSL).** – In general, UA operations below 18,000 feet MSL in any airspace generally accessible to aircraft flying in accordance with visual flight rules (VFR) require visual observers, either airborne or ground-based. Use of ATC radar alone does not constitute sufficient collision risk mitigation in airspace where uncooperative airborne operations may be conducted.
- 6.7.1. UA flight below 18,000 feet MSL is acceptable if the UA operates on an instrument flight plan (see paragraph 6.7.1.1.). UA operating on other than an

⁵ MIL-DHDBK-516 may be found at this URL:

http://www.assistdocs.com/search/document_details.cfm?ident_number=212162&StartRow=1&PaginatorPageNumber=1&doc%5Fnumber=516&search%5Fmethod=BASIC

instrument flight plan below 18,000 feet MSL is also acceptable (see paragraph 6.7.1.2.).

- 6.7.1.1. If operating on an instrument flight plan, the UA pilot-in-command must ensure the following:
 - 6.7.1.1.1. An ATC clearance has been obtained.
 - 6.7.1.1.2. The UA is equipped with an operating mode C (mode S preferred) transponder.
 - 6.7.1.1.3. Direct two-way radio communication between the UA pilot and ATC is available. Communication relay through the UA is preferred.
 - 6.7.1.1.4. Visual observers are utilized in accordance with this policy memo.
- 6.7.1.2. If operating on other than an instrument flight plan, the UA pilot-in-command must ensure the following:
 - 6.7.1.2.1. Pre-coordination with ATC has been accomplished.
 - 6.7.1.2.2. The UA is equipped with an operating mode C (mode S preferred) transponder if the UA operates beyond line-of-sight or higher than 400 feet above ground level (AGL) in the absence of a ground-based visual observer. NOTE: UA operations without a transponder are authorized when using a ground-based visual observer. However, at no time will visual observers conduct their duties more than one mile laterally or 3000 feet vertically from the UA.
 - 6.7.1.2.3. Direct two-way radio communication between the UA pilot and ATC is available, if specified by Air Traffic.
 - 6.7.1.2.4. Visual observers are utilized in accordance with this policy memo.

6.8. Flight Above 18,000 Feet MSL to and including Flight Level (FL) 600. – UA with performance characteristics that impede normal air traffic operations may be restricted in their operations. UA operating in airspace designated as Reduced Vertical Separation Minimum (RVSM) airspace must comply with 14 CFR 91.180⁶, Operations Within Airspace Designated As Reduced Vertical Separation Minimum Airspace.

- 6.8.1. UA flight above 18,000 feet MSL is acceptable if the UA –
 - 6.8.1.1. operates on an instrument flight plan.
 - 6.8.1.2. obtains an air traffic control (ATC) clearance.
 - 6.8.1.3. is radar monitored throughout the portion of the flight above 18,000 feet MSL.
 - 6.8.1.4. is equipped with an operating mode C transponder (mode S preferred).
 - 6.8.1.5. maintains two-way radio communication between the UA pilot and ATC. Communication relay through the UA is preferred.

6.9. Flight in FAA controlled oceanic airspace is acceptable if the UA:

- 6.9.1. Operates on an instrument flight plan,
- 6.9.2. Obtains an ATC clearance, and

⁶ § 91.180 Operations within airspace designated as Reduced Vertical Separation Minimum airspace.

(a) Except as provided in paragraph (b) of this section, no person may operate a civil aircraft in airspace designated as Reduced Vertical Separation Minimum (RVSM) airspace unless:

- (1) The operator and the operator's aircraft comply with the minimum standards of appendix G of this part; and
- (2) The operator is authorized by the Administrator or the country of registry to conduct such operations.

(b) The Administrator may authorize a deviation from the requirements of this section.

[Amdt. 91-276, 68 FR 70133, Dec. 17, 2003]

- 6.9.3. Maintains communication through a means acceptable to the airspace managing authority.
- 6.10. **Flight Above FL 600.** – (reserved)
- 6.11. **Flight Over Congested or Populated Areas.** If flight over congested areas, heavily trafficked roads, or an open-air assembly of persons is required, the applicant must provide information that clearly establishes that the risk of injury to persons on the ground is highly unlikely.
- 6.12. **Lost Link.** The UA must be provided with a means of automatic recovery in the event of a lost link. There are many acceptable approaches to satisfy this requirement. The intent is to ensure airborne operations are predictable in the event of Lost Link.
- 6.13. **Model Aircraft.** Advisory Circular (AC) 91-57, Model Aircraft Operating Standards, published in 1981, applies to model aircraft. UA that comply with the guidance in AC 91-57 are considered model aircraft and are not evaluated by the UA criteria in this policy.
- 6.14. **Observer Qualifications.** Observers must have been provided with sufficient training to communicate clearly to the pilot any turning instructions required to stay clear of conflicting traffic. Observers will receive training on rules and responsibilities described in 14 CFR 91.111⁷, Operating Near Other Aircraft, and 14 CFR 91.113⁸, Right-of-Way Rules.

7 § 91.111 Operating near other aircraft.

- (a) No person may operate an aircraft so close to another aircraft as to create a collision hazard.
- (b) No person may operate an aircraft in formation flight except by arrangement with the pilot in command of each aircraft in the formation.
- (c) No person may operate an aircraft, carrying passengers for hire, in formation flight.

8 § 91.113 Right-of-way rules: Except water operations.

- (a) Inapplicability. This section does not apply to the operation of an aircraft on water.
- (b) General. When weather conditions permit, regardless of whether an operation is conducted under instrument flight rules or visual flight rules, vigilance shall be maintained by each person operating an aircraft so as to see and avoid other aircraft. When a rule of this section gives another aircraft the right-of-way, the pilot shall give way to that aircraft and may not pass over, under, or ahead of it unless well clear.
- (c) In distress. An aircraft in distress has the right-of-way over all other air traffic.
- (d) Converging. When aircraft of the same category are converging at approximately the same altitude (except head-on, or nearly so), the aircraft to the other's right has the right-of-way. If the aircraft are of different categories—
- (1) A balloon has the right-of-way over any other category of aircraft;
 - (2) A glider has the right-of-way over an airship, powered parachute, weight-shift-control aircraft, airplane, or rotorcraft.
 - (3) An airship has the right-of-way over a powered parachute, weight-shift-control aircraft, airplane, or rotorcraft. However, an aircraft towing or refueling other aircraft has the right-of-way over all other engine-driven aircraft.
- (e) Approaching head-on. When aircraft are approaching each other head-on, or nearly so, each pilot of each aircraft shall alter course to the right.
- (f) Overtaking. Each aircraft that is being overtaken has the right-of-way and each pilot of an overtaking aircraft shall alter course to the right to pass well clear.
- (g) Landing. Aircraft, while on final approach to land or while landing, have the right-of-way over other aircraft in flight or operating on the surface, except that they shall not take advantage of this rule to force an aircraft off the runway surface which has already landed and is attempting to make way for an aircraft on final approach. When two or more aircraft are approaching an airport for the purpose of landing, the aircraft at the

- 6.15. **Onboard Cameras/Sensors.** In general, onboard cameras that are positioned to observe targets on the ground are of little use in detecting airborne operations for the purpose of deconfliction. Therefore, optical systems may not be considered as the sole mitigation in see and avoid risk assessment.
- 6.16. **Pilot/Observer Medical Standards.** Pilots and observers must have in their possession a current third class (or higher) airman medical certificate that has been issued under 14 CFR 67, Medical Standards And Certification. 14 CFR 91.17⁹, Alcohol or Drugs, applies to both UA pilots and observers.
- 6.17. **Pilot Qualifications.** The intent of this paragraph is to ensure that UA pilots interacting with ATC have sufficient expertise to perform that task readily.
- 6.17.1. Pilots must have an understanding of Federal Aviation Regulations applicable to the airspace where the UA will operate.
- 6.17.2. If the UA is operating on an instrument flight plan, the UA pilot must have an instrument rating.
- 6.17.3. Pilots flying UA on other than instrument flight plans must pass the required knowledge test for a private pilot certificate as stated in 14 CFR 61.105¹⁰,

lower altitude has the right-of-way, but it shall not take advantage of this rule to cut in front of another which is on final approach to land or to overtake that aircraft.

[Doc. No. 18334, 54 FR 34294, Aug. 18, 1989, as amended by Amdt. 91-282, 69 FR 44880, July 27, 2004]

9 § 91.17 Alcohol or drugs.

(a) No person may act or attempt to act as a crewmember of a civil aircraft—

- (1) Within 8 hours after the consumption of any alcoholic beverage;
- (2) While under the influence of alcohol;
- (3) While using any drug that affects the person's faculties in any way contrary to safety; or
- (4) While having .04 percent by weight or more alcohol in the blood.

(b) Except in an emergency, no pilot of a civil aircraft may allow a person who appears to be intoxicated or who demonstrates by manner or physical indications that the individual is under the influence of drugs (except a medical patient under proper care) to be carried in that aircraft.

(c) A crewmember shall do the following:

- (1) On request of a law enforcement officer, submit to a test to indicate the percentage by weight of alcohol in the blood, when—
 - (i) The law enforcement officer is authorized under State or local law to conduct the test or to have the test conducted; and
 - (ii) The law enforcement officer is requesting submission to the test to investigate a suspected violation of State or local law governing the same or substantially similar conduct prohibited by paragraph (a)(1), (a)(2), or (a)(4) of this section.

(2) Whenever the Administrator has a reasonable basis to believe that a person may have violated paragraph (a)(1), (a)(2), or (a)(4) of this section, that person shall, upon request by the Administrator, furnish the Administrator, or authorize any clinic, hospital, doctor, or other person to release to the Administrator, the results of each test taken within 4 hours after acting or attempting to act as a crewmember that indicates percentage by weight of alcohol in the blood.

(d) Whenever the Administrator has a reasonable basis to believe that a person may have violated paragraph (a)(3) of this section, that person shall, upon request by the Administrator, furnish the Administrator, or authorize any clinic, hospital, doctor, or other person to release to the Administrator, the results of each test taken within 4 hours after acting or attempting to act as a crewmember that indicates the presence of any drugs in the body.

(e) Any test information obtained by the Administrator under paragraph (c) or (d) of this section may be evaluated in determining a person's qualifications for any airman certificate or possible violations of this chapter and may be used as evidence in any legal proceeding under section 602, 609, or 901 of the Federal Aviation Act of 1958.

10 § 61.105 Aeronautical knowledge.

Aeronautical Knowledge, (or military equivalent) for all operations beyond visual line-of-sight and for all operations conducted for compensation or hire regardless of visual proximity.

- 6.17.4. Pilots requiring instrument ratings will be certificated pilots of manned aircraft.
- 6.17.5. Recent Flight Experience. Pilots will not act as a pilot-in-command unless they have had three qualified proficiency events within the preceding 90 days. The term qualified proficiency event is a necessarily broad term because of the diversity of UA types and control systems. A qualified event is an event requiring the pilot to exercise the training and skills unique to the UA in which proficiency is maintained. Instrument experience is similarly defined as six qualified proficiency events in the preceding six calendar months. An instrument proficiency event is defined as an event requiring the pilot to exercise instrument flight skills unique to the UA in which proficiency is maintained.
- 6.17.6. Equivalent military flight and medical certifications and training are acceptable in all cases.

Pilot Responsibilities.

- 6.17.7. Pilots are responsible for a thorough preflight inspection of the UA.
- 6.17.8. Flight operations will not be undertaken unless the UA is airworthy. The airworthiness provisions of 14 CFR 91.7¹¹, Civil Aircraft Airworthiness, apply.

(a) General. A person who is applying for a private pilot certificate must receive and log ground training from an authorized instructor or complete a home-study course on the aeronautical knowledge areas of paragraph (b) of this section that apply to the aircraft category and class rating sought.

(b) Aeronautical knowledge areas. (1) Applicable Federal Aviation Regulations of this chapter that relate to private pilot privileges, limitations, and flight operations;

(2) Accident reporting requirements of the National Transportation Safety Board;

(3) Use of the applicable portions of the "Aeronautical Information Manual" and FAA advisory circulars;

(4) Use of aeronautical charts for VFR navigation using pilotage, dead reckoning, and navigation systems;

(5) Radio communication procedures;

(6) Recognition of critical weather situations from the ground and in flight, windshear avoidance, and the procurement and use of aeronautical weather reports and forecasts;

(7) Safe and efficient operation of aircraft, including collision avoidance, and recognition and avoidance of wake turbulence;

(8) Effects of density altitude on takeoff and climb performance;

(9) Weight and balance computations;

(10) Principles of aerodynamics, powerplants, and aircraft systems;

(11) Stall awareness, spin entry, spins, and spin recovery techniques for the airplane and glider category ratings;

(12) Aeronautical decision making and judgment; and

(13) Preflight action that includes—

(i) How to obtain information on runway lengths at airports of intended use, data on takeoff and landing distances, weather reports and forecasts, and fuel requirements; and

(ii) How to plan for alternatives if the planned flight cannot be completed or delays are encountered.

[Doc. No. 25910, 62 FR 16298, Apr. 4, 1997; Amdt. 61-103, 62 FR 40902, July 30, 1997]

¹¹ § 91.7 Civil aircraft airworthiness.

(a) No person may operate a civil aircraft unless it is in an airworthy condition.

(b) The pilot in command of a civil aircraft is responsible for determining whether that aircraft is in condition for safe flight. The pilot in command shall discontinue the flight when unairworthy mechanical, electrical, or structural conditions occur.

6.17.9. One pilot-in-command (PIC) must be designated at all times and is responsible for the safety of the UA and persons and property along the UA flight path.

6.17.10. The UA pilot will be held accountable for controlling his aircraft to the same responsible standards as the pilot of a manned aircraft. The provisions of 14 CFR 91.13¹², Careless and Reckless Operation, apply to UA pilots.

6.18. Pilot/Observer Task Limitations.

6.18.1. Pilots and observers must not perform crew duties for more than one UA at a time.

6.18.2. A qualified observer must assist the UA pilot when his aircraft is being provided collision avoidance by visual observation.

6.19. Radar/Sensor Observer. The radar/sensor operator must be thoroughly familiar with and possess operational experience with the equipment being utilized for observation and detection of other aircraft for collision avoidance purposes.

6.20. Visual Observer Responsibilities. In general, UA should yield the right of way to any manned aircraft. The task of the observer is to provide the pilot of the UA with instructions to steer the UA clear of any potential collision with other traffic. Visual observer duties require continuous visual contact with the UA at all times. At no time will the visual observer permit the UA to operate outside his line-of-sight to ensure that any required maneuvering information can be reliably provided to the PIC. At no time will visual observers conduct their duties more than one mile laterally or 3000 feet vertically from the UA. When using aids to vision, such as binoculars, field glasses, or telephoto television, visual observers must use caution to ensure that the UA remains within one mile laterally and 3000 feet vertically of the observer.

7. Comments, suggested changes, or corrections concerning this policy may be submitted to Hank Cabler, Manager, Flight Technology Requirements Branch, AFS-430 at Hank.Cabler@FAA.gov or (202) 385-4622.

Original signed by
John W. McGraw
Manager, Flight Technologies and Procedures Division, AFS-400

¹² § 91.13 Careless or reckless operation.

(a) Aircraft operations for the purpose of air navigation. No person may operate an aircraft in a careless or reckless manner so as to endanger the life or property of another.

(b) Aircraft operations other than for the purpose of air navigation. No person may operate an aircraft, other than for the purpose of air navigation, on any part of the surface of an airport used by aircraft for air commerce (including areas used by those aircraft for receiving or discharging persons or cargo), in a careless or reckless manner so as to endanger the life or property of another.

附錄三 相關儀器規格表

CANON 450D 數位單眼相機規格表

類型	
類型	設有內置閃光燈的自動對焦及自動曝光數碼單鏡反光相機
記錄媒體	SD 記憶卡、SDHC 記憶卡
影像感應器尺寸	22.2 x 14.8 毫米
兼容鏡頭	佳能 EF 系列鏡頭(包括 EF-S 系列鏡頭) (鏡頭焦距轉換係數約 1.6)
鏡頭接環	佳能 EF 鏡頭接環
影像感應器	
類型	高感度，高解像，大型單片 CMOS 影像感應器
像素	有效像素: 約 1220 萬像素 總像素: 約 1240 萬像素
長寬比	03:02
色彩濾鏡系統	RGB 原色濾鏡
低通濾鏡	置於 CMOS 影像感應器前端，固定式
除塵功能	(1) 自動清潔影像感應器 (2) 手動清潔影像感應器 (3) 除塵資料附加至拍攝的影像
記錄系統	
記錄格式	相機檔案系統設計規格 DCF 2.0
影像類型	JPEG 及 RAW (14 位元, Canon 原創)
RAW+JPEG 同時記錄	有
檔案大小	(1) 大/精細: 約 4.3 MB (4272 × 2848 像素) (2) 大/普通: 約 2.2 MB (4272 × 2848 像素) (3) 中/精細: 約 2.5 MB (3088 × 2056 像素) (4) 中/普通: 約 1.3 MB (3088 × 2056 像素) (5) 小/精細: 約 1.6 MB (2256 × 1504 像素) (6) 小/普通: 約 0.8 MB (2256 × 1504 像素) (7) RAW : 約 15.3 MB (4272 × 2848 像素) * 確實檔案大小因拍攝主體、ISO 感光度及相片風格等而異
檔案編號	連續編號、自動重設、手動重設
影像處理	

色彩空間	sRGB、Adobe RGB
相片風格	標準、人像、風景、中性、忠實、單色及使用者定義 1-3
白平衡	自動、日光、陰影、陰天、鎢絲燈、白光管、閃光燈及自訂
色溫補償	白平衡修正：在+/-9 級間以整級調節
	白平衡包圍：在+/-3 級間以整級調節
	* 可選擇為藍/琥珀色偏移或洋紅/綠色偏移
色溫資料傳送	有
消除雜訊功能	長時間曝光消除雜訊功能
	高 ISO 感光度消除雜訊功能
影像亮度自動修正	自動亮度優化 (Auto Lighting Optimizer)
高光色調優先	有
加入原始影像確認資料	有 (由原始資料安全套裝 OSK-E3(另購)確認)
觀景器	
類型	眼平五面鏡
覆蓋範圍	垂直/水平方向約 95%
觀景器放大率	約 0.87 倍 (-1 m-1、以 50mm 鏡頭作無限遠距離對焦)
視點	約 19 mm (由接目鏡鏡片中央計算)
內置屈光度矯正	-3.0 至+1.0 m-1 (屈光度)
對焦屏	固定式，精確磨砂
反光鏡	快速回彈半透光鏡(傳送:反射比率 40:60，使用 EF 600mm f/4L IS USM 或焦距更短鏡頭時，不會出現觀景器變黑情況)
觀景器資料	自動對焦資料(自動對焦點、對焦確認指示燈)，曝光資料(快門速度、光圈、自動曝光鎖、ISO 感光度、曝光程度、曝光警告、重點測光圈)，閃燈資料(閃燈就緒、高速同步、閃燈曝光鎖、閃燈曝光補償)，單色拍攝、，白平衡修正，最大連續拍攝數量，SD 記憶卡資料
景深預覽	使用景深預覽按鈕啟動
自動對焦	
類型	TTL-CT-SIR CMOS 感應器
	(TTL 輔助影像重合，相位檢測)
自動對焦點	9
工作範圍	EV -0.5-18 (ISO 100，23°C)
對焦模式	(1) 單張自動對焦 (ONE SHOT)
	(2) 人工智能伺服自動對焦(AI SERVO)

	(3) 人工智能自動對焦(AI FOCUS)
	(4) 手動對焦(MF)
自動對焦點選擇	自動選擇、手動選擇
選定自動對焦點顯示	在觀景器中對焦點重疊顯示，並在液晶螢幕上顯示
自動對焦輔助燈	內置閃光燈發出的短促連續閃光
	有效範圍：中央大約 4.0 米，四周大約 3.5 米
曝光控制	
測光模式	TTL 光圈全開 35 區測光系統
	(1) 權衡式測光(與任何對焦點連動)
	(2) 局部測光(覆蓋觀景器中央的 9%區域)
	(3) 重點測光(覆蓋觀景器中央的 4%區域)
	(4) 中央偏重平均測光
測光範圍	EV 1-20 (23°C，EF 50mm f/1.4 USM 鏡頭，ISO 100)
曝光控制	程式自動曝光(全自動、人像、風景、近攝、運動、夜間人像、閃光燈關閉、程式)，快門先決自動曝光、光圈先決自動曝光、自動景深自動曝光、手動曝光、E-TTL II 自動閃光
ISO 感光度範圍	基本拍攝區模式：在 ISO 100-800 之間自動設定
(建議曝光指數)	創意拍攝區模式：ISO 100-1600 (以 1 級調整)、自動
曝光補償	手動：+/-2 級，每次以 1/3 級或 1/2 級調整 (可配合自動包圍曝光使用)
	自動包圍曝光：+/-2 級，每次以 1/3 級或 1/2 級調整
自動曝光鎖定	自動：使用單張自動對焦模式和權衡式測光時，對焦後自動鎖定
	手動：於任何測光模式下使用自動曝光鎖按鈕
快門	
類型	電子操作，焦平面快門
快門速度	1/4000 秒至 1/60 秒(所有拍攝模式)，閃燈同步 1/200 秒
	1/4000 秒至 30 秒、B 快門(整個快門速度範圍。可用範圍隨拍攝模式而改變)
快門釋放	輕觸式電磁釋放
自拍掣	10 秒、2 秒延時或 10 秒延時加連續拍攝
遙遠控制	遙控開關 RS-60E3
	遙控器 RC-5/RC-1
內置閃光燈	
類型	可收回，自動彈起式閃光燈
閃燈測光	E-TTL II 自動閃光

閃光指數	13 (ISO 100, 以米為單位)
充電時間	約 3 秒
閃光燈準備就緒指示燈	在觀景器中閃光燈準備就緒圖示亮起
閃光燈覆蓋範圍	17mm 鏡頭視角
閃燈曝光鎖	有
閃燈曝光補償	在 +/-2 級間以 1/3 或 1/2 級調整
外置閃光燈	
兼容閃光燈	EX 系列外置閃光燈
閃燈測光	E-TTL II 自動閃光
閃燈曝光補償	+/- 2 級, 每次以 1/3 級 或 1/2 級調整
閃燈曝光鎖定	有
外置閃光燈設定	閃光燈功能設定, 閃光燈自訂功能(C.Fn) 設定
變焦配合鏡頭焦距	有
驅動系統	
連續拍攝速度	每秒最多約 3.5 張 (亦可單張拍攝)
最大連續拍攝數量	JPEG(大/精細): 約 53 張
	RAW: 約 6 張
	RAW+JPEG(大/精細): 約 4 張
	*以佳能標準, 使用 2GB SD 記憶卡、ISO 100 及標準相片風格作測試
	因拍攝主體、SD 記憶卡品牌、影像記錄質素等而異
即時顯示功能	
拍攝模式	(1) 即時顯示拍攝
	(2) 遙遠即時顯示拍攝 (配合已安裝 EOS Utility 的個人電腦)
對焦	手動對焦
	自動對焦(快速模式、即時模式)
測光模式	以影像感應器作權衡式測光
測光範圍	EV 0-20 (23°C, EF 50mm f/1.4 USM 鏡頭, ISO 100)
格線顯示	有
曝光顯示	即時顯示模擬曝光效果
液晶螢幕	
類型	TFT 彩色液晶螢幕
螢幕大小	3.0 吋
螢幕點數	約 230,000 點
覆蓋範圍	100%
亮度調節	7 級

界面語言	20 種
影像重播	
影像顯示格式	單一影像，單一影像+影像記錄畫質、拍攝資料、直方圖，4 格或 9 格影像索引，放大顯示(約 1.5 倍-10 倍)，影像旋轉，影像跳轉(以 1/10/100 張影像、1 個畫面或拍攝日期跳轉)
高光警告	有(曝光過度的高光區域將閃爍)
直方圖	亮度，RGB
影像保護及刪除	
保護	可選擇是否保護單一影像
刪除	單一影像、已選取的影像、或記憶卡內所有影像可一次過刪除(已保護的影像除外)
直駁打印	
兼容打印機	兼容 PictBridge 的打印機
可打印影像	符合相機檔案系統設計規格 DCF 2.0 的 JPEG 影像(兼容 DPOF 打印)
簡易打印功能	有
數碼列印指令格式 (DPOF)	
DPOF	兼容 1.1 版
直接影像傳輸	
兼容影像	JPEG 和 RAW 影像
	*用於設定電腦螢幕桌面的影像必須是 JPEG 影像。
自訂	
自訂功能	共 13 個
註冊我的選單	有
界面	
USB 端子	用於連接電腦和直駁打印 (Hi-Speed USB)
視頻輸出	NTSC/PAL
電源	
電池	電池 LP-E5(一枚)
	* 交流電供應可經由交流電轉接器 ACK-E5 提供(另購)
	* 安裝電池手柄 BG-E5 時(另購)，可使用 AA 電池供電
電池拍攝數量	[大約拍攝數量]
	拍攝條件
	溫度 不使用閃光燈 50% 的相片

	使用閃光燈
	23°C 600 500
	0°C 500 400
	* 以上數據以充滿的電池 LP-E5 作計算
	* 以上數值根據 CIPA 標準測試
電量測試	自動
省電模式	有。電源能在 30 秒、1、2、4、8 或 15 分鐘後自動關閉
日期/時間電池	內置輔助電池
開機時間	約 0.1 秒 (根據 CIPA 測試標準)
尺寸及重量	
尺寸	128.8 (闊) x 97.5 (高) x 61.9 (深) mm
重量(大約)	475 克 (淨機身, 電池重約 50 克)
操作環境	
工作溫度	0°C–40°C
工作濕度	85%或以下

Sony α350 規格表

機型	α350
感光元件	APS-C CCD (23.5×15.7mm)
有效畫素	1,420 萬
最大像素	4,592×3,056
鏡頭焦距	表記焦距的 1.5 倍
感光度	ISO100~3200
防手震	機身內建
防手震補正效果	約 2.5~3.5 段
Live View	Quick AF Live View
觀景窗倍率 (50mm 鏡頭時)	約 0.74 倍
觀景窗視野率	約 95%
AF 對焦點	中央十字型 9 點
測光	40 分區蜂巢式 SPC 搭載多分割測光 中央重點平均測光/點測光 1,200 分區 Live View 分析測光
最高快門	1/4,000 秒
連拍速度	約 2.5 張/秒(一般) 約 2 張/秒(LiveView)

液晶螢幕	2.7吋 23 萬畫素(可翻轉式)
動態範圍最佳化	有
風格設定	標準 / 鮮明 / 人物 / 風景 / 夜景 / 黑白 / Adobe RGB
記憶卡	CF Type I / CF Type II / Microdrive
電池	NP-FM500H
尺寸(寬×深×高 mm)	130.8×74.7×98.5
本體重量(克)	582

CANON EOS 450D 24mm 定焦鏡頭規格表

視角 (對角)	84°
鏡片組	10 組 10 片
光圈葉片數	6
最小光圈	f/22
最近對焦距離 (米)	0.25 米
放大倍率 (X)	0.16x
鏡頭馬達驅動	AFD
濾光鏡尺寸(毫米)	58 毫米
鏡長(毫米) x 最大直徑 (毫米)	48.5 x 67.5 毫米
重量(克)	270 克

SONY DSLRA-A350 18-70mm 變焦鏡頭規格表

產品型號	SAL-1870
焦距	DT 18-70mm F3.5-5.6
視角 (對角)	焦距約為廣角 27-105mm (35mm 換算)
鏡片組	一片 ASPH 鏡鏡頭組成：9 群 11 枚
光圈葉片數	7
最近對焦距離 (米)	0.38 米
放大倍率 (X)	0.16x
濾光鏡尺寸(毫米)	55 毫米
鏡長(毫米) x 最大直徑(毫米)	60 x 77 毫米
重量(克)	約 240 克

Garmin 18 GPS 接收機規格

Electrical
Input voltage:
18 USB: 4.4 - 5.5 V
18 PC: 5 V +/- 10% V
18 LVC/5Hz: 4.0 - 5.5 Vdc
Input current:
18 USB: 53 mA @ 5 V
18 PC: 57 mA @ 5 V
18 LVC: 65 mA @ 5 V
Sensitivity: -165 dBW minimum
GPS Performance
Receiver: WAAS-enabled; 12 parallel channel GPS receiver continuously tracks and uses up to 12 satellites to compute and update your position
Acquisition times:*
Reacquisition: Less than 2 seconds
Warm: Approximately 15 seconds
Cold: Approximately 45 seconds
AutoLocate™: 5 minutes
SkySearch: 5 minutes
Update rate: 1 to 900 seconds between updates; programmable in 1 second increments
GPS accuracy:
Position: < 15 meters, 95% typical**
Velocity: 0.1 knot RMS steady state
DGPS (WAAS) accuracy:
Position: < 3 meters, 95% typical
Velocity: 0.1 knot RMS steady state
Dynamics: 999 knots, 6g's
Map datums: 108 predefined, 1 user
Interfaces
Serial interface:
18 USB: 2.0 Full Speed
18 PC/LVC/5Hz: Asynchronous serial input compatible with RS-232 or TTL voltage levels, RS-232 polarity

Baud rates: 300/600/1200/2400/4800/9600/19200/38400
Serial format:
18 USB: Garmin USB format
18 PC/LVC/5Hz: Selectable between NMEA 0183 v2.00, NMEA 0183 v3.00, and GARMIN binary formats; Approved output sentences: GPALM, GPGGA, GPGLL, GPGSA, GPGSV, GPRMC, GPVTG; Proprietary sentences: PGRMB, PGRME, PGRMF, PGRMM, PGRMT, PGRMV
Measurement Pulse Output:
18 USB: 1 Hz pulse, programmable width, 1 microsecond accuracy
18 5Hz: 5 Hz pulse, programmable width, 1 microsecond accuracy
Environmental
Temperature:
Operating: -30° to 80°C
Storage: -40° to 90°C
Physical
Size: 61.0 mm diameter x 19.5 mm height
Weight:
18 USB: 100.4g
18 PC: 184.6g
18 LVC/Hz: 161.6g
Connectors:
18 USB: type A connector
18 PC: DB-9 connector
Part number:
18 USB: 010-00321-01
18 PC: 010-00321-04
18 LVC: 010-00321-06
18 5Hz: 010-00321-07

MicroStrain 3DM-GX1 AHRS 規格

Technical Product Overview

3DM-GX1[®]

Gyro Enhanced Orientation Sensor



Introduction

3DM-GX1[®] combines three angular rate gyros with three orthogonal DC accelerometers, three orthogonal magnetometers, multiplexer, 16 bit A/D converter, and embedded microcontroller to output its orientation in dynamic and static environments.

Operating over the full 360 degrees of angular motion on all three axes, 3DM-GX1[®] provides orientation in matrix, quaternion, and Euler formats. The digital serial output can also provide temperature compensated, calibrated data from all nine orthogonal sensors at update rates of 350 Hz.

Networks of 3DM-GX1[®] nodes can be deployed by using the built-in RS-485 network protocol. Embedded microcontrollers relieve the host system from the burden of orientation calculations, allowing deployment of dozens of 3DM-GX1[®] nodes with no significant decrease in system throughput.

Output modes and software filter parameters are user programmable. Programmed parameters and calibration data are stored in nonvolatile memory.

Features & Benefits

- on-board processing/filtering of accelerometer, gyro and magnetometer output
- fully compensated over wide temperature range
- calibrated for sensor misalignment and gyro G-sensitivity
- supports hard-iron field calibration
- outputs Euler angles, quaternion, orientation matrix, attitude and heading (azimuth/yaw) or raw sensor data
- standard RS-232, RS-485 outputs, optional analog output
- small, lightweight and low power
- AHRS, IMU and vertical gyro modes

Applications

- unmanned aerial / underwater vehicles, robotics – navigation, artificial horizon
- computer science, biomedical – animation, linkage free tracking/control
- mobile cameras, sonar scanners – image reconstruction
- mobile radio antennas – aiming optimization, dynamic correction, antenna shaping
- manufacturing – container handling, hydraulic lift systems, machine tools



 **MicroStrain[®]** Micro Sensors. Big Ideas.[®]

www.microstrain.com

附錄四 精度檢核點

一、 影像快速拼接與正射處理檢核點（真實）

精度檢核點（真實）		
	X	Y
1	173588.961	2596327.888
2	173688.763	2595823.326
3	172948.165	2594755.839
4	174011.465	2594717.324
5	172715.606	2594901.953
6	171961.371	2595422.694
7	171662.777	2595652.1
8	172073.967	2597025.746
9	172672.624	2595839.817

二、 影像快速拼接檢核點

定翼 600 公尺影像快速拼接精度檢核點		
	X	Y
1	173592.912	2596325.976
2	173690.426	2595820.559
3	172951.487	2594753.071
4	174011.204	2594717.115
5	172712.884	2594903.142
6	171960.625	2595422.28
7	171667.907	2595649.535
8	172074.295	2597028.391
9	172677.285	2595840.456
定翼 900 公尺影像快速拼接精度檢核點		
	X	Y
1	173580.201	2596324.974
2	173685.953	2595817.875
3	172953.148	2594754.178

4	174014.546	2594720.458
5	172711.183	2594902.291
6	171965.419	2595428.444
7	171657.647	2595649.535
8	172076.779	2597024.665
9	172677.285	2595846.537
定翼 1200 公尺影像快速拼接精度檢核點		
	X	Y
1	173592.498	2596328.855
2	173684.164	2595824.137
3	172942.63	2594754.732
4	174017.054	2594727.98
5	172714.586	2594907.395
6	171970.213	2595428.444
7	171655.082	2595655.947
8	172070.568	2597018.454
9	172676.069	2595845.321
旋翼 600 公尺影像快速拼接精度檢核點		
	X	Y
1	173591.383	2596324.784
2	173692.427	2595820.833
3	172951.305	2594754.126
4	174014.034	2594719.037
5	172712.034	2594901.441
6	171961.995	2595419.541
7	171661.494	2595650.818
8	172075.537	2597024.665
9	172669.988	2595839.24
旋翼 900 公尺影像快速拼接精度檢核點		
	X	Y
1	173591.684	2596327.226
2	173687.542	2595826.583
3	172955.22	2594755.278
4	174013.302	2594714.466
5	172712.653	2594910.404
6	171962.723	2595420.071

7	171658.281	2595645.677
8	172072.897	2597025.318
9	172671.982	2595844.099
旋翼 1200 公尺影像快速拼接精度檢核點		
	X	Y
1	173598.011	2596329.035
2	173695.346	2595824.584
3	172950.38	2594756.946
4	174012.875	2594720.458
5	172714.586	2594903.142
6	171959.94	2595412.007
7	171660.212	2595646.97
8	172076.66	2597026.844
9	172673.636	2595841.672

三、 影像正射處理檢核點

定翼 300 公尺影像正射精度檢核點		
	X	Y
1		
2		
3		
4		
5	172715.486	2594902.108
6	171961.064	2595422.22
7		
8		
9		
定翼 600 公尺影像正射精度檢核點		
	X	Y
1	173589.592	2596327.979
2	173688.146	2595823.205
3	172948.225	2594756.202
4	174011.525	2594716.719
5	172715.47	2594902.157
6	171961.069	2595422.762

7	171662.596	2595652.221
8	172074.027	2597025.338
9	172672.443	2595839.575
定翼 900 公尺影像正射精度檢核點		
	X	Y
1	173589.142	2596328.251
2	173688.461	2595823.084
3	172948.105	2594755.476
4	174011.646	2594717.687
5	172715.13	2594902.021
6	171961.19	2595422.694
7	171662.112	2595651.858
8	172074.148	2597025.262
9	172672.08	2595839.333
定翼 1200 公尺影像正射精度檢核點		
	X	Y
1	173589.626	2596328.009
2	173688.823	2595822.963
3	172948.225	2594755.839
4	174011.767	2594717.324
5	172715.742	2594902.089
6	171961.311	2595422.936
7	171662.354	2595651.858
8	172073.544	2597025.625
9	172672.08	2595839.091
旋翼 600 公尺影像正射精度檢核點		
	X	Y
1	-	-
2	-	-
3	-	-
4	-	-
5	-	-
6	-	-
7	-	-
8	-	-
9	172672.974	2595839.399

旋翼 900 公尺影像正射精度檢核點		
	X	Y
1	-	-
2	173690.278	2595822.885
3	-	-
4	-	-
5	-	-
6	-	-
7	-	-
8	-	-
9	172672.279	2595841.493
旋翼 1200 公尺影像正射精度檢核點		
	X	Y
1	173590.555	2596328.99
2	173690.641	2595821.592
3	-	-
4	-	-
5	-	-
6	-	-
7	-	-
8	-	-
9	172673.423	2595841.033

附錄五 歷次工作會議會議紀錄

一、 第 1 次工作會議會議紀錄

項次	會議結論	後續辦理情況
1	工作計畫書內容請依意見彙整表及與會人員意見（如附件）所提修正後通過，並請文到 14 日內將修正版 4 份及電子檔乙份送交本中心。	遵照辦理。
2	本案 UAV 測試區請以嘉義朴子、太保地區規劃辦理，並請準備測試區空域申請所需資料送本中心，俾發文民航局。	遵照辦理。
3	UAV 測試區相關資料（正射影像、DTM、控制點坐標、原始航拍影像及空三資料）由本中心協助洽嘉義縣政府提供。	遵照辦理。

二、 第 2 次工作會議會議紀錄

項次	會議結論	後續辦理情況
1	請廠商依以下與會人員意見辦理，並於第 3 次工作會議中報告辦理情形。 (1) 欠缺旋翼型 UAV 作業及測試情形。 (2) 測量車、UAV 目前規劃軟硬體規格。	遵照辦理。

	<p>(3) 測量車、UAV 國內外規格、應用領域及測量案例收集情形。</p> <p>(4) 空拍鏡頭改變應以精度考量為優先考量因素。</p> <p>(5) 簡報請增加未來辦理重點。</p>	
2	有關 UAV 測試區飛航空域申請乙事，因鄰近 R38 限航區，請廠商洽限航區管理單位協調，並將結果告知本中心。	遵照辦理。
3	有關航拍計畫報內政部申請核准中，請廠商及業務課追蹤掌握審查作業進度。	遵照辦理。

三、 第 3 次工作會議會議紀錄

項次	會議結論	後續辦理情況
1	有關廠商建議更改旋翼機航拍高度為 600、900、1200，前開高度仍符合契約書規定，同意上開航拍高度辦理旋翼機航拍測試。	遵照辦理。
2	依合約書內容，UAV 系統規劃應包含蒐集國內、外 UAV 飛航相關法令規定，請廠商將蒐集之相關法令規定列入期中報告書。	遵照辦理。

3	目前 UAV 航拍測試影像僅使用 Hugin 一套軟體進行處理，請廠商將服務建議書所列五套影像處理軟體進行測試比較並將結果列入期中報告書。	遵照辦理。
4	請將 UAV 組裝測試過程以照相或攝影方式詳實記錄，俾便本中心往後成果展示之用；另請預將 UAV 測試時間通知本中心，俾利本中心安排前往觀摩。	遵照辦理。
5	依合約書內容，4 月 25 日前應繳交期中報告書初稿，請廠商注意工作時程及本中心收文時間於期限內繳交。	遵照辦理。

四、 第 5 次工作會議會議紀錄

項次	會議結論	後續辦理情況
1	有關定翼型 UAV 300 公尺航高及旋翼型空中三角解算，請以一張一千分之一圖幅涵蓋面積 600x800 平方公尺範圍實施評估驗證。	遵照辦理。
2	請依下列工作小組成員意見，於期末報告中補充說明： (1) 請審慎評估航高為 300 公尺時，定翼型 UAV 之空中三角計算預估工時。	遵照辦理。

	<p>(2) UAV 實地航拍測試時，請將天候因素如風力、風速、風向等影響 UAV 無法順利取得航拍影像之相關數據作成紀錄，並列入期末報告書中。</p> <p>(3) 請說明 UAV 航拍影像比例尺及空中三角之自由網及約制網計算過程；另請比較分析無高差位移區之 UAV 與傳統航拍影像之正射影像精度。</p> <p>(4) 有關 UAV 空載及陸基測量車 MMS 成本分析，請以具體化之評估數據說明；另外亦請說明任務區規劃原則。</p> <p>(5) 空中三角計算結果，看不出偏移量趨勢，請補充說明。</p> <p>(6) 請評估僅辦理航拍影像幾何糾正及鑲嵌處理所需耗費時間。</p>	
--	------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------	--

五、 第 6 次工作會議會議紀錄

項次	會議結論	後續辦理情況
1	有關旋翼型 UAV 航拍影像因飛航技術限制，無法取得適當區域辦理空中三角計算，致無法於期程內完成，請求本中心協調事項乙節，仍請經緯公司朝向小面積區域或是單模型之空中三角計算藉以分析精度，並請將執行瓶頸或	遵照辦理。

	困難納入報告內。	
2	本案相關教育訓練項目課程內容與時數配當，請再評估規劃。	遵照辦理。
3	有關測量車與 UAV 系統整合規劃部分，請就 UAV 及車載 MMS 所需裝備、成本、可完成工作項目、內業整合處理軟體等具體軟硬體部分於期末報告中補充。	遵照辦理。
4	有關定翼與旋翼型 UAV 適用時機、航拍限制、未來最適之應用領域及發展方向，請於期末報告中補充。	遵照辦理。
5	對於 UAV 航拍影像後製作業之一般處理及快速處理，請針對其流程及精度進行比較分析，並將結果列入期末報告中。	遵照辦理。

附錄六 審查意見彙整表

一、 期中報告書審查委員書面意見彙整表

委員	問題與意見	廠商回覆
陳繼藩委員	<ol style="list-style-type: none"> 1. 期中報告大部份內容偏重於 UAV 及探測車的文獻資料整理，實際 UAV 及探測車的資料獲取及分析非常薄弱。 2. 目前僅有定翼及旋翼 UAV 各一測試例，兩者測試區不一樣且與計畫所規劃的測試區不同，測試結果及分析無法顯現計畫現階段的要求。 3. 期中報告對於 UAV 及探測車的整合未見著墨，宜及早規劃及執行。 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 在測量車部分僅作規劃。在 UAV 作規劃與實作，因航攝作業核准延誤，而使 UAV 資料獲取資料不足而無法分析，期末報報將補足。 2. 在期中報告中定翼及旋翼 UAV 各一測試例為選定測試區以外之試驗場地。本專案選定之航拍區域為嘉義朴子。航社核准與空域核准後已在此區進行航拍任務。 3. UAV 及探測車的整合為期末之工作範圍，此部分將在期末報告中提出。
黃國勝委員	<ol style="list-style-type: none"> 1. 規畫成果大多在於規格說明，略缺 methodological 的步驟。 2. 工作項目五、六尚無具體的部份成果展。 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 在航拍相片取得實作後，會將方法與步驟配合實際資料並於期末報告。 2. 工作項目五、六時程排定在期中報告時並無具體成果，此兩項工作將會在期末報告中提出。
	<ol style="list-style-type: none"> 1. 報告章節標題及內容，請參照作業規格書工作項目章節及內容撰寫，並就定翼及旋翼 UAV 分別敘述。 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 遵照辦理，已作調整。

<p>劉正倫委員</p>	<ol style="list-style-type: none"> 2. 第五章寫法不適當，至有關目前作業進行情形，應再以文字加強說明。 3. 第六章成果說明，請併入各章節內容。 4. 第七章成本分析內容過於簡略，且非屬期中報告必要範圍，建議可以刪除或需加強補充。 5. 請增加一章初步結論及建議及未來工作重點。 	<ol style="list-style-type: none"> 2. 已作修正。 3. 已將成果併入各章節。 4. 本分析內容因還在統計中故刪除，期末報告一併補充。 5. 已將結論及建議及未來工作重點新增。
<p>李碩仁委員</p>	<ol style="list-style-type: none"> 1. 報告詳實敘述計畫所使用的硬體及軟體規格功能，具專業性，執行本計畫應無疑慮。 2. 口頭報告已提出航測資料發現一些問題，並已提出可能解決方案。 3. UAV 照的圖很多也都有拍照時的XYZ 座標及姿態，每個照片是否都有做校正？期末如何與航拍資料進行精度比對及確認？需花多少時間整合所有航道拍攝照片得到3D 圖像？ 4. 航攝申請屬法規及行政作業與協調，國土測繪中心應予協助，若有困難則應及早修正測繪內容及期末驗收項目。 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 謝謝指導。 2. 謝謝指導。 3. 每張照片均有作修正。航拍資料進行精度比對及確認已以檢核點來作評估，且結果均會附在期末報告。花費時間及成本均在統計中，期末報告時會附上成本評估。 4. 航攝與空域申請通過。感謝貴局協助得以順利通過。
	<ol style="list-style-type: none"> 1. 本報告書中錯別字、圖、圖號等錯誤多，宜再仔細校對。另外報告中引用之參考文獻，應附於附錄中。 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 錯字已作修正，並加入文獻。

<p>郭英俊委員</p>	<p>2. 定翼是 UAV 之空間資訊應用僅舉一項在德國 Rostock 大學所測試之正射影像製作例，宜再多增加幾個較著名之國外研究案例，如義大利之 ITHACA project 即為一項頗值得探討之個案。</p> <p>3. 建議本報告中補充 UAV 在空間資訊應用（特別是製圖方面）上所需要之關鍵技術、困難處及可能之解決方法作一整理。另外，本案預期可望達成哪些突破或較具體之成果？</p> <p>4. UAV 之應用與 UAV 及測量車整合應用宜先設定擬定之空間資訊項目，如為正射影像製作或數值地形圖修測，以利建議適當之測繪平台的規劃。另外，亦需針對國外「作業環境」上之差異性進行比較分析，俾得到較合理之可行性分析。</p>	<p>2. 遵照辦理，已補充。</p> <p>3. 已補充。</p> <p>4. 謝謝指導。</p>
<p>蔡榮得委員</p>	<p>1. 規劃使用 CANON450D 配 EOS 24mm 鏡頭及 SONY 相機，請留意其鏡頭率定成果及實際拍攝時是否保持定焦距（與率定時一致）。</p> <p>2. 影像鑲嵌拼接時，因像幅較小，相片數較多，使用免費軟體 hugin 並未能解決接縫選取及色調平衡調整之問題，若使用空三平差後在應用 DEM 進行正射影像糾正後拼接，可解決高差移位之問題。因本案不須經正射改正，則請考慮影像鑲嵌時待處理之幾何對位及前述問題。</p>	<p>1. 鏡頭率定前均固定，率定後於拍攝期間均是固定狀態。確保率定時與拍測時率定參數不變。</p> <p>2. 的確不須經正射改正進行影像拼接時因地形影響接縫是難以接得很好，故本案提出優規方案，進行正射處理再行影像拼接能解上述問題。</p>

二、 期中報告書審查工作小組意見彙整表

1. 問題與意見整理如下，請予回覆。

項次	問題與意見	廠商回覆
1	P.4~7，圖表字體不清，請避免以影像檔製表。	遵照辦理。
2	P.27，有無相關明確法規，可做台灣之借鏡參考。	目前歐美均無明確法規可參考。但國外 FFA 如附件三。
3	P.43，本案具有機動性地面控制車，若無此設備、其控制 UAV 飛行時可能產生情況。	機動性地面控制車需與 UAV 搭配飛行,若無地面控制車,將無法即時監控無人飛機動態,以及無法上傳航點等功能。
4	旋翼型 UAV 內容仍十分薄弱。	已新增資料。
5	旋翼型 UAV 的續航力及載重能力提升，是否已有解決方案？	<p>旋翼機續航力之增加：</p> <p>(1) 可增加油箱容量。</p> <p>(2) 減輕載具本身重量。</p> <p>旋翼機酬載能力之增加：</p> <p>(1) 增加引擎馬力，更換引擎級數</p> <p>(2) 更換旋翼之翼型，翼型分別有：</p> <p>A. 克拉克型：其特性浮力最好上昇拉力最強，相對最怕風。</p> <p>B. 半對稱翼型：由於上述克拉克有怕風之特性故發展出半對稱翼型浮力佳翼型下緣又有擾流作用。</p> <p>C. 準對稱翼型：近幾年休閒用</p>

		旋翼機較傾向於特技飛行需求故發展出準對稱翼型。其特性反映敏感動作迅速相對安定性差。針對增加酬載能力應選擇半對稱翼型並且增加其長度。
6	目前實作之飛行情形或其他作業敘述不足。	撰寫期中報告時，航攝申請為核准，故無測試區資料。已在期中報告審簡報查時加入初步成果。其實質內容及成果將併入期末報告。
7	P.40，表 11，通訊有效距離， 25 公里以上 ，應改為 25~40KM 較為合理。	遵照辦理。
8	P.53，表 15，合格跑道評分表，既稱為評分表，每一項目是否應有量化的分數，據以加總後判定是否適合，或是每一項目皆需為適合，才能作為起降場地，請補充說明。	跑道審核表主要用於初步審核該跑道之基本要件，且每一項皆是起飛之必要條件，故每一項目皆需為適合，才能作為起降場地。
9	P.60，UAV 的後續管理維護是影響飛航安全相當重要的一環，文中提及 UAV 起飛前及降落後都有詳實的檢查，檢查過程是否有製作相關之檢查紀錄表，請補充說明。	目前飛機的每個起落皆有紀錄起飛時間、飛行時間、累積飛行次數、與維修紀錄。在另一方面，飛控電腦會自行累計啟動時間，使用時間累計超過 25 小時，飛控電腦會自動告警，提醒維護人員進行全機維護。
10	P.102，表 26 應為影像感測器的硬體規格，而非 INS/GNSS 定位定向系統規格，請修正。	遵照辦理。
11	依合約書內容第三項第（一）點，需規劃 UAV 航拍影像幾何	已修正。

	糾正作業流程及評估精度指標，期中報告書中缺乏評估精度指標相關內容。	
12	定翼型 UAV 實地航拍測試發生 GPS 斷訊問題，是否已有解決方式或緊急處理方案？	已查明 GPS 接收機定位失效原因，主要為硬體介面問題，目前已排除該問題，並同時採用備援 GPS，目前之任務機上裝設有兩顆 GPS 接收機。
13	UAV 引擎失效後，如何降低災害發生率，有何積極作為？	<p>在任務規劃時即應選定迫降地點，若在任務地區發生引擎失效，則立即引導 UAV 前往該地進行迫降。該地點的選擇以農田或河川為首選，以朴子為例，位於朴子市北側的河川與位於東南側的甘蔗園皆可作為迫降地點。</p> <p>為防止空中熄火，最積極的作為在於勤於保養，一般而言，運作正常的引擎不會突然熄火，而正常引擎在進入故障之前，即會由引擎的轉數得知該引擎的健康情況，因此在正常的狀態下，引擎於空中熄火的機會極低。</p>
14	UAV 與測量車系統整合規劃敘述較少。	此工作內容應屬期末報告範圍，審查委員建議併入期末報告。

2. 文字及圖、表錯漏部份整理如下，請予修正。

項次	問題與意見	廠商回覆
1	P.4~7，圖 4 定翼型 UAV 飛行高度 800m，應為 600m。缺少飛行高度 900m 的航線規劃示意圖。圖片與表格文字模糊不清，請修正。	遵照辦理。
2	P.6，圖 7 旋翼型 UAV 飛行高度 <u>600m</u> ，應為 900m。	遵照辦理。
3	P.8，2 行 ...禁止施放有礙飛航安全物體 <u>實施</u> 要點...。	遵照辦理。
4	P.10，3 行 UAV 的發 <u>軔</u> 可回溯至第二次大戰...。	遵照辦理。
5	P.12，4~7 行 <u>UAV</u> 的字型明顯不同，請改正。	遵照辦理。
6	P.19，12~13 行 <u>UAV</u> 的字型明顯不同，請改正。	遵照辦理。
7	P.22，4 行 正射影像 <u>工作</u> 流程從手動、 <u>半</u> 自動到全自 <u>動</u> 如圖 20。 5 行 隨著所用消 <u>費</u> 型相機之鏡頭...。	遵照辦理。
8	P.24~25，文句語意不清，請修正。	遵照辦理。
9	P.30~31，圖 28 重複。 12~14 行行距明顯與其他段落不同，14 行字距過大。	遵照辦理。
10	P.33，2 行 為 <u>(使)</u> 提昇空攝照片之品	遵照辦理。

	質...。																																																													
11	P.37, 5 行 就無人飛機本體而言...。	遵照辦理。																																																												
12	P.38, 7~8 行, 而影像資訊則需由動態影像紀錄設備(中所介紹的動態影像紀錄設備) 來進行線上影像的同步錄影。	遵照辦理。																																																												
13	P.39, 1 行 影像尺寸為 320*240 像素...。	遵照辦理。																																																												
14	P.41, 5 行 ...接收品質使 <u>它</u> 可以在無障礙環境下...。 11 行 若使用高增益天線, 有效距離可達 10 公里以上。	遵照辦理。																																																												
15	P.42, 7 行 請(請)參考圖 38, 圖 39。	遵照辦理。																																																												
16	P.45, 10 行 (進行)對特定點進行盤旋飛行...。	遵照辦理。																																																												
17	P.46, 7 行 ...為沿左翼延伸線向下 20 度...。	遵照辦理。																																																												
18	P.48, 圖 44 (圖 X)大面積拍攝示意圖。	遵照辦理。																																																												
19	P.50, 表 13 圈起來部分請修正。 <table border="1"> <caption>表 13 蒲福風級表</caption> <thead> <tr> <th>蒲福風級</th> <th>名稱</th> <th>風況</th> <th>風速</th> <th>浪高</th> </tr> <tr> <th></th> <th></th> <th></th> <th>m/sec knots/hr</th> <th>浪高</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>0</td> <td>無風 calm</td> <td>炊煙直上</td> <td>0-0.2 1 以下</td> <td>無浪 公尺 公尺</td> </tr> <tr> <td>1</td> <td>輕風 light air</td> <td>炊煙搖動, 旗絲不動</td> <td>0.3-1.5 1 月 3 日</td> <td>微波 0.1 0</td> </tr> <tr> <td>2</td> <td>輕風 slight</td> <td>旗絲搖動, 旗微搖動</td> <td>1.6-3.3 4 月 6 日</td> <td>微波 0.2 0.3</td> </tr> <tr> <td>3</td> <td>微風 gentle</td> <td>樹梢搖動, 旗微搖動</td> <td>3.4-5.4 7 月 10 日</td> <td>小浪 0.6 1</td> </tr> <tr> <td>4</td> <td>和風 moderate</td> <td>樹枝搖動, 旗動大響</td> <td>5.5-7.9 11 月 16 日</td> <td>小浪 1 1.5</td> </tr> <tr> <td>5</td> <td>勁風 fresh</td> <td>樹葉沙沙, 小樹搖擺</td> <td>8.0-10.7 17-21</td> <td>中浪 2 2.5</td> </tr> <tr> <td>6</td> <td>強風 strong</td> <td>大樹搖動, 行人有難</td> <td>10.8-13.8 22-27</td> <td>大浪 3 4</td> </tr> <tr> <td>7</td> <td>疾風 near gale</td> <td>全樹搖動, 行人不能前進</td> <td>13.9-17.1 28-33</td> <td>大浪 4 5.5</td> </tr> <tr> <td>8</td> <td>大風 gale</td> <td>樹枝吹折, 步行不能前進</td> <td>17.2-20.7 34-40</td> <td>巨浪 6 7.5</td> </tr> <tr> <td>9</td> <td>烈風</td> <td>木瓦飛揚, 物</td> <td>20.8-41-47</td> <td>狂浪 7 10</td> </tr> </tbody> </table>	蒲福風級	名稱	風況	風速	浪高				m/sec knots/hr	浪高	0	無風 calm	炊煙直上	0-0.2 1 以下	無浪 公尺 公尺	1	輕風 light air	炊煙搖動, 旗絲不動	0.3-1.5 1 月 3 日	微波 0.1 0	2	輕風 slight	旗絲搖動, 旗微搖動	1.6-3.3 4 月 6 日	微波 0.2 0.3	3	微風 gentle	樹梢搖動, 旗微搖動	3.4-5.4 7 月 10 日	小浪 0.6 1	4	和風 moderate	樹枝搖動, 旗動大響	5.5-7.9 11 月 16 日	小浪 1 1.5	5	勁風 fresh	樹葉沙沙, 小樹搖擺	8.0-10.7 17-21	中浪 2 2.5	6	強風 strong	大樹搖動, 行人有難	10.8-13.8 22-27	大浪 3 4	7	疾風 near gale	全樹搖動, 行人不能前進	13.9-17.1 28-33	大浪 4 5.5	8	大風 gale	樹枝吹折, 步行不能前進	17.2-20.7 34-40	巨浪 6 7.5	9	烈風	木瓦飛揚, 物	20.8-41-47	狂浪 7 10	遵照辦理。
蒲福風級	名稱	風況	風速	浪高																																																										
			m/sec knots/hr	浪高																																																										
0	無風 calm	炊煙直上	0-0.2 1 以下	無浪 公尺 公尺																																																										
1	輕風 light air	炊煙搖動, 旗絲不動	0.3-1.5 1 月 3 日	微波 0.1 0																																																										
2	輕風 slight	旗絲搖動, 旗微搖動	1.6-3.3 4 月 6 日	微波 0.2 0.3																																																										
3	微風 gentle	樹梢搖動, 旗微搖動	3.4-5.4 7 月 10 日	小浪 0.6 1																																																										
4	和風 moderate	樹枝搖動, 旗動大響	5.5-7.9 11 月 16 日	小浪 1 1.5																																																										
5	勁風 fresh	樹葉沙沙, 小樹搖擺	8.0-10.7 17-21	中浪 2 2.5																																																										
6	強風 strong	大樹搖動, 行人有難	10.8-13.8 22-27	大浪 3 4																																																										
7	疾風 near gale	全樹搖動, 行人不能前進	13.9-17.1 28-33	大浪 4 5.5																																																										
8	大風 gale	樹枝吹折, 步行不能前進	17.2-20.7 34-40	巨浪 6 7.5																																																										
9	烈風	木瓦飛揚, 物	20.8-41-47	狂浪 7 10																																																										

20	P.52，表 14 起降場地找尋，立即~4 小時，相關判斷標準請見 <u>表 15</u> 。	遵照辦理。
21	P.53，表 15 在說明第 1 項中，無人飛機之作業半徑為 15 公里，若起降場地 <u>離開作業區</u> 過遠，將減少可執行任務的時間。 表 15 在評分欄位中，各項段落行距及對齊之格式請統一。	遵照辦理。
22	P.56，2 行、4 行、7 行 句子結束皆缺漏句號。	遵照辦理。
23	P.67，表 23 環景拼接 <u>軟體</u> 來源表。	遵照辦理。
24	P.68、69，圖 61、圖 62 Autostitch...。	遵照辦理。
25	P.69，5 行 UAV 試拍 31 張影 <u>像</u> 降階 <u>(像)</u> 拼接後結果，可以發現影 <u>像</u> 下方變形...。	遵照辦理。
26	P.71，2 行 測試結果該軟體最大輸入 <u>拼</u> 接影像為八張，...。	遵照辦理。
27	P.75，3 行 31 張 <u>影像降階</u> 拼接後結果如圖 74。 4 行 故本案環景 <u>拼</u> 接選定此軟體。	遵照辦理。
28	P.76 圖 74 hugin 軟體測試影像 <u>拼</u> 接結果。	遵照辦理。
29	P.81，11 行 近代各式 <u>陸</u> 基 MMS 之發展實例。表 24 近代各式 <u>陸</u> 基 MMS 之發展實例。	遵照辦理。
30	P.86，12 行 <u>蒐集</u> 周圍物件的點雲資	遵照辦理。

	料，...。 17行 可同時 <u>接收</u> 較多個 <u>(接收)</u> 影像感測器的資料。	
31	P.101, 7行 ...進行拍照的驅動以及時間 <u>同步</u> 的處理。 9行 以及 <u>周圍</u> 建築物的資料。	遵照辦理。
32	P.102, 表 27 <u>車</u> 上電腦之建議配備。 中 <u>央</u> 處理器 CPU。	遵照辦理。
33	P.104, 20行 TINS 的變化是緩慢與 <u>(兒)</u> 細微的，...。	遵照辦理。
34	P.107, 8行 ...之後 <u>在</u> 每個影像資料上...。	遵照辦理。
35	P.119 表 30 進度說明的表格中，部分文字未顯示，請修正。	遵照辦理。
36	P.121, 10行 <u>固定於 18mm</u> ，句子是否已完結，請修正。 12行 空格部分請修正。	遵照辦理。
37	P.126, 1行 7.3 其他部分 <u>(分)</u> 成本分析。本頁段落格式明顯不同，請修正。	於期末報告中修正。
38	P.127 表 35 表格內容部分文字被截斷。	於期末報告中修正。
39	P.130, 11行 ...，無法在測區 <u>實</u> 施測試。	問題已解決，已刪除本段文字。

三、 期末報告書審查委員書面意見彙整表

委員	問題與意見	廠商回覆
陳繼藩 委員	<ol style="list-style-type: none"> <li data-bbox="308 510 831 824">1. P.63, 3.1.2 UAV 功能設計部分只描述固定翼的部分，旋翼部分未有描述。此報告書有許多章節較注重固定翼的描述，同時固定翼及旋翼混雜在不同章節。建議期末報告書分別針對這兩種 UAV 分章節說明。 <li data-bbox="308 891 831 1301">2. 本計畫測試區域僅朴子地區一處，所得結果不足以代表不同的地形狀態。 另所拍攝的資料相當多，但成果顯示僅為少數的影像，是否從所有成果中挑選出最好的，其比例如何？另影像品質不好的部分亦應說明，建議應增加成果分析的資料。 <li data-bbox="308 1413 831 1727">3. UAV 與地面測量車整合的部分請說明整合之意義及如何整合；整合系統所獲取的空間資料是即時或是後製處理？ 報告書部分應是國外例子，建議增加本計畫現階段國內的實作案例。 <li data-bbox="308 1839 831 1921">4. 報告書缺少相當多期末報告投影片所呈現的資料，建議補充。 	<ol style="list-style-type: none"> <li data-bbox="900 510 1362 593">1. 遵照辦理。 請參見第 3.1.2 章節, P.73~79。 <li data-bbox="900 891 1362 1352">2. 測試區依合約規定選定。統一定翼型與旋翼型 UAV 測試區的目的在於後續分析時具有相同的比對基礎，且該區域為已有詳細控制點地測數據資料可供檢核使用。 另成果並無特別挑出。影像品質只受天候與雲層影響，若天氣不好或雲層在航高之下，就不宜進行航攝。 <li data-bbox="900 1413 1362 1778">3. 已說明於第 6 章, P.132。 整合系統所獲取的空間資料以後製處理居多，因為計算精密的運動軌跡多需要後處理才能完成。 國內目前的 UAV 與測量車 MMS 的發展都尚在起步階段，已補充說明於內文 P.186。 <li data-bbox="900 1839 1098 1877">4. 遵照辦理。

<p>張 哲 豪 委 員</p>	<ol style="list-style-type: none"> 1. 報告結論或許可思考”有效期限”這個方向以及相關技術的提升，進而說明整體技術的應用趨勢如： <ol style="list-style-type: none"> (1) 市場取向 (2) 硬體發展 (3) 應用技術 (4) 各項限制條件。 2. 成本分析的內容，建議往”評估架構”這個方向來思考，儘量提出應考慮的項目，而以目前的實驗為範例，提出對應的參考數據。 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 隨著市場規模的大小的變化與硬體製成發展演進，各項成本亦隨之變動。整體而言，硬體技術將會越來越成熟，可應用的範疇亦隨之擴大。故可以預測的，隨著市場需求的增加，相關成本將呈現下降趨勢，亦即需求越大，投入人力越多，加速技術發展速度，逐一克服技術上各項限制。 2. 遵照辦理。
<p>劉 正 倫 委 員</p>	<ol style="list-style-type: none"> 1. P.158, 4.3.2 正射糾正結果分析內容文字敘述不清楚，檢核點點名及各航高之檢核成果請列表。 2. 請加入期中、期末報告委員意見及回復內容。 3. 定翼與旋翼型 UAV 規格及功能應分開撰寫清楚。 4. P.147~148 成本分析部分，是分析這次測試成本抑或是未來飛航任務成本？請針對硬體成本及勞務成本分別補充說明。 5. 對不同航高成果可應用於不同比例尺製圖修測部分，提出建議。 6. 對於 UAV 未來發展及應用領域，請參考本中心現有業務及可能涉及之測繪業務補充說明。 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 已增設篇幅說明，列表請參見表 7.14, P.176；檢核點坐標請參見附錄四。 2. 遵照辦理。 3. 遵照辦理。 4. 以本專案測試成本的為基礎範例，提出未來飛航任務成本。硬體成本及勞務成本請參照第 8 章成本分析內文列表。 5. 已於結論 4 中說明，P.207。 6. 已補充說明，P.188, 207, 209。

<p>李碩仁委員 (提供書面意見)</p>	<ol style="list-style-type: none"> 1. 計畫執行確實、完成定翼及旋翼空拍及精度評估計畫內容。 2. 已建立軟、硬體規劃及系統整合能力，應可應用於未來救災、防災及環境監控，須快速資訊回饋影像精度要求較低之領域。 3. 建議事項明確，可提供相關單位研究修改法規、政策或協調作業，以利 UAV 的擴大使用範圍及時效性。 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 感謝指導。 2. 感謝指導。 3. 感謝指導。
<p>郭英俊委員</p>	<ol style="list-style-type: none"> 1. 期末報告的組織及內容已比期中報告改進許多，值得肯定。可惜本報告中仍有許多文字錯誤及部分圖表欠清晰的情形，且報告中有許多引用之文獻未於參考文獻中列出。 2. 第 2 章於 P.46~58 詳細說明了測量車之技術與原理，對於 UAV 之原理部分卻未加以介紹。相關理論與技術之介紹應平衡於 UAV 與測量車，建議本章適當調整內容，先對 UAV 及 MMS 之原理作一般性的介紹，隨後再就不同的載體說明其特性或應用上的差異。最後再補充 UAV 攝影測量系統與車載 MMS 之整合應用方法與案例。 3. 在 4.4.1 中敘述許多車載 MMS 之優點。缺點或弱點則隻字未提，有誤導本報告讀者認為此系統為完美無缺之虞。建議本報告應補充 MMS 使用之限制及其缺點。 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 感謝指導，已改進。 2. 已獨立章節撰寫 UAV 之技術與原理。而 UAV 與測量車 MMS 則於第 2.5 章節中分別做介紹。其中第 2.5.2 章節介紹 UAV 直接定向，請參見 P.48。 3. 已補充於第 6.2.3 章節當中，請參見 P.148。

	<p>4. 由結論 (P.178) 第 2 點說明本案之研究成果為定翼型 UAV 優於旋翼型 UAV，較平穩且可得較佳之測圖精度，然而在 2.3.1 述及整合 UAV 於空間資訊技術實例中，多數案例皆為旋翼型 UAV 之研究成果，屬於定翼型 UAV 在測圖上之研究實例卻相當稀少。此現象似乎與國外目前之研究成果完全不同，作此一結論宜再仔細分析評估各項因素才妥適。</p> <p>5. P.175 表 4.19 及表 4.20 中各精度等級之定義為何？</p>	<p>4. 國外鮮少同時比較旋翼型與定翼型的案例，而是僅以旋翼型或僅定翼型執行任務，故無法如本專案可提出比較級的結論。</p> <p>5. 已補充於表 8.12、表 8.13，P.205。</p>
<p>蔡榮得委員</p>	<p>1. P.83~P84 相機鏡頭率定公式及其參考文獻，未列在 P.181~183 參考文獻中，請補充。 該率定模式是否適用本案所採用鏡頭，請檢驗分析。</p> <p>2. P.108，本案相機鏡頭已經過率定，應根據率定值進行坐標化算後再進行空三解算；文中提到由附加參數光束法平差求解與近景攝影測量軟體率定之鏡頭參數相互比較，以何種方法為準，請說明。另外，鏡頭固定焦距方式是否會受到飛機起降產生之震動所影響？</p>	<p>1. 文獻已補充。 從率定報告與空三精度結果可以間接驗證該率定模式適用本案採用鏡頭。至於鏡頭率定模式與鏡頭之適用性亦為重要課題，唯已超出本案所欲探討之主軸，建議另案研究。</p> <p>2. 方法已補充說明，請參見 P.128。 理論上飛機起降產生之震動會影響鏡頭參數，但現階段實作時間與次數不夠無量化數據。</p>

	<p>3. P.112, 3.6.3 正射影像鑲嵌流程, 未說明 DSM 如何產生。成本評估部分僅提到空三成本並未提及正射影像糾正成本。</p> <p>4. 建議使用正射糾正後或 8 參數投影後的影像進行環景拼接, 其成果應可減少誤差。</p>	<p>3. 採用國土測繪中心「嘉義縣縣治太保市一千分之一數值航測地形圖基礎環境資料庫建置計畫」所提供之 5 公尺 DSM。</p> <p>空三完成後隨即進入正射程序, 故共同評估, 請參見表 8.5, P.195。</p> <p>4. 感謝指導, 未來將於後續計畫中測試。</p>
<p>地政司代表： 黃泊森</p>	<p>1. P.179 第 4 點, 建議增加 UAV 之拍攝張數與成本分析作成比較分析圖。</p> <p>2. 期末報告簡報資料中 P.92 至 94 頁 UAV 影像空三計算結果其不同航高之控制點坐標 RMS 精度 Z 值與檢核點之 Z 值精度在 900 公尺差異很大, 似有部分誤差未消除, 且各不同航高與 Z 值精度似無規則可循, 應可予以探討說明。</p>	<p>1. 成本是以面積大小計算, 再以面積推算大致張數, 請參見表 8.5, P.195。</p> <p>2. 已修正, 請參見表 7.8, P.169。</p>

四、 期末報告書審查工作小組意見彙整表

1. 問題與意見整理如下，請予回覆。

項次	問題與意見	廠商回覆
1	建議報告書撰寫方式依合約內容的項目及項次順序撰寫。	已調整，請參見目錄。
2	第 1 章前言的寫法不適當，建議調整文字與整併相關內容。	已調整，請參見，第 1 章 P.1~4。
3	報告書中多有「本案、本專案、本計畫案等」、「無人飛行載具、無人飛機、UAV 等」、「公分、cm 等」、「km、公里等」請統一用詞。	已統一。
4	P.18，2.1 UAV 於航測發展之沿革，本章節多敘述軍事方面發展應用，建議修改成 UAV 發展沿革。	已修改。 請參見第 2.1 章節，P.5。
5	章節標題有些標題沒有項次，建議依序編號，並避免使用粗體底線如「3.1.1 UAV 之類型 <u>定翼型 UAV 飛行載具</u> 」，請修正。	已加入項次。
6	圖 2.5、2.6、2.10 建議翻成中文。	已翻譯或於內文中補充中文說明。 請參見 P.11, 12, 16。
7	報告書中部分資料引用圖片，圖片品質不佳且文字部分模糊不清（如 P.27 圖 2.9），請全部重新檢視調整或更換。	圖片已調整或更換。 圖 2.9 請參見 P.14。
8	文中多有直接引用英文圖片（含說明）（如圖 2.10、圖 2.11 等等），建議翻譯成中文或增加其他中文說明，增加可閱讀	已於內文中補充中文說明。

	性。	
9	第 2 章主要針對無人載具的歷史沿革進行文獻回顧與技術理論彙整，但在其他章節也有列出如旋翼飛機機種的飛行原理等（如 P.99~105），建議可搭配章節調整，另有部分理論似無應用到，建議可整併。	已調整與整併，請參見第 2.2 章節，P.21~28。
10	P.99~105，均屬旋翼飛機機種的飛行原理，文中多提及直昇機各部位的相互配合等等，建議可以增加直昇機配置圖，增加可閱讀性。	已於圖 2.19 上標示。 請參見 P.24。
11	P.100（第二段第 3 行），「...令直昇機不停地想朝升力較小的一側翻滾...」，文字用語不恰當，請調整修正。	已修正。
12	P.29，2.3 有關國內外 UAV 飛航相關法令規定內容過於簡略，僅以圖 2.10 概述表達，請補充相關內容，並建議將國內外 UAV 飛航相關法令規定，分章節撰寫。另有關國內申請飛航部分，請增列申請流程圖，增加可閱讀性。	已分節撰寫。 法規已補充於第 2.3 章節，請參見 P.29~32。 申請流程，請參見圖 4.2，P.98。
13	P.31，報告書中提及其他單位，常以簡稱替代，如「中科院、環保署、環保局、民航局」等，建議調整寫法； 另倒數第 3 行，以上說明參考「無人飛機...李繼泓」未列入參考文獻中。	已調整，請參見 P.32。 已增列參考文獻中。
14	請補充國內測量車應用領域及實例。	已補充，請參見 P.43。
15	P.59，3.1 內容文字似服務建議徵求書寫法，建議調整或刪除。	已刪除。
16	P.62，表 3.3 相機鏡頭 18mm 固定焦距	已修正。請參見表 3.6，

	(變焦 18~70)建議修正為變焦鏡頭(18~70mm),鏡頭均設定於 18mm 進行本案之拍攝作業。	P.74。
17	P.63~87 (3.1.2~3.3.2) 項下內容如飛控電腦、影像酬載...等等,均屬於定翼相關作業內容,未納入有關旋翼的作業內容,請補充說明。	已增加篇幅說明。請參見 P.73~79。
18	P.80, 3.2.3 UAV 後續管理與維護作業,本節內容與 3.2 感應器機電整合似乎沒有很大關連性,建議調整或整併至 3.1 UAV 系統規劃設計中。	已整併。 請參見第 3.3 章節,P.89。
19	P.81,相機選定的考量因素應與 UAV 的酬載重量限制有關,表 3.11 未列出相機的重量,所列多款相機 UAV 是否皆能搭載?另本節未對鏡頭如何選擇予以說明,請補充。	定翼型 UAV 可搭載表中各款相機,旋翼型 UAV 則以重量輕者為優先考量。 鏡頭選定已補充說明,請參見 P.92。
20	P.85, 表 3.12 Principal Distance C=18.8218mm,本次 Canon 450D 所用鏡頭為 24mm,為何率定出來 C=18.8...mm? 本率定結果是否非本案所用鏡頭,若為本案 SONY 系統所用鏡頭,請說明清楚,並補充 Canon EF 24mm 之率定結果(說明:Focal Length is the Principal Distance when the lens is focused at infinity)。另 B1、B2 請修正為 b1、b2。	已補充表格並增加篇幅說明,請參見 P.95。
21	缺作業範圍特性分析,請補充。	已補充,請參見 P.96。
22	P.88 (3.4.2) 章節內容簡略,請整併於其他章節內容。	已整併,請參見 P.97。
23	P.86 (3.4.1) 對於空域申請作業程序申請	已修正說明,請參見

	<p>相關法規及注意事項等內容描述紊亂，不易閱讀，請再調整撰寫方式。另倒數第 4 行，提及無人飛機使用之空域項目，但對應附錄一申請公文內，並無所謂「空域項目」勾選處，是否為申請時向塔台人員先行通知？請補充說明。</p>	<p>P.97。</p>
24	<p>P.87 (圖 3.22) 作業程序中，「1.飛行任務規劃」是否在規劃飛行任務時，就需粗步納入「4.是否有預定起降場地」資訊，才能確認 UAV 是否可到達目的地？請說明。</p>	<p>若空域協調後仍無法通過，便無須花費時間尋找起降場地，故程序上空域申請與協調在前；尋找起降場地在後。請參見圖 4.2，P.98。</p>
25	<p>P.105 (3.5.4) P.107 列出合格跑道評分表，有點突兀，建議將有可能影響作業時間的因素都列出，再進行說明。</p>	<p>已調整。請參見 P.99~101。</p>
26	<p>P.88 (倒數第 2 行)，屬工作總報告內容，列出「備用測區為嘉義太保...等」易造成誤解，建議調整寫法。</p> <p>另對於航線規劃的一些技巧或注意事項過於簡略，建議可針對如快門速度、空速、相片拍攝重疊率較一般高等相關注意事項，增列補充說明。</p>	<p>已補充說明，請參見 P.102。</p>
27	<p>「同心圓盤旋、定點盤旋」(P.94) 請統一用詞。</p>	<p>已統一，請參見 P.109, 113。</p>
28	<p>P.94 (定點盤旋，第 3 行)(倒數第 3 行)，「...無人飛機目前作業之巡航速度皆設定 50 節以上」，與表 3.15 中空速為 30 節不吻合，請說明。</p>	<p>表中的 30 節為為旋翼型之設定，文中的 50 節為定翼型者，已修正文意不清之處，請參見 P.108。</p>
29	<p>P.95~96，圖 3.32 及圖 3.34 上方，定點拍攝示意圖；平行拍攝示意圖。</p>	<p>已刪除，請參見圖 4.12、圖 4.14，P.109, 110。</p>

30	「正射拍攝、直接垂直向下拍攝、大面積拍攝」(P.97~98) 請統一用詞。	已統一，請參見 P.111, 113。
31	P.99，本節內容並未說明旋翼 UAV 航攝作業操作方式。	已撰寫，請參見第 4.5.2 章節，P113。
32	<p>P.104 (3.5.3) 不同環境對旋翼型與定翼型 UAV 航拍影響不同，本節建議將定翼型與旋翼型 UAV 空拍能力分開敘述。</p> <p>另不同風速條件下，UAV 空拍能力評估不夠深入，僅提及可執行航拍作業的風速條件，未說明該風速條件下 UAV 航拍的穩定性及所拍攝影像是否全部可用，請補充。</p>	<p>已於第 4.5.3 章節中分別敘述。</p> <p>已補充，請參見 P.114。</p>
33	<p>P.108 (3.6)，「...另一個考量為其機動性。故影像幾何糾正...還利用環景拼接圖方式進行影像幾何糾正與拼接」，這兩者的關連性，建議可以再多描述。</p> <p>本段缺進行 1.空中三角測量 2.正射糾正 3.正射影像鑲嵌等作業所用之軟、硬體設備介紹。</p>	<p>已補充描述。</p> <p>空三解算使用軟體為：Image Station Automatic Triangulation (ISAT)。</p> <p>正射處理使用軟體為：Image Station OrthoPro (ISOP)。</p>
34	<p>P.114，第 3 行，經評估後選擇 Hugin 作為本案實際處理軟體，本章未說明如何評估。</p> <p>P.113~122 (3.6.4) 對於各軟體比較，請統一系列出比較項目，並以表格方式彙整，較為清楚。</p>	<p>優先考慮其拼接功能符合本專案需求的自由軟體。</p> <p>已列表，參見表 5.2，P.117。</p>
35	P.115 (第二段第 1 行)，「...但請注意該軟體由 VisualC++編寫並使用 MFC 提供操作介面...」，建議調整文字。	已調整，請參見 P.118。

36	<p>圖 3.63 利用 Hugin 軟體測試影像拼接結果，請再詳細說明拼接後影像精度；因採試拍 31 張影像之降階拼接而成，請補充說明：1.該影像所涵蓋之地面範圍(約多少公頃)，2.該拼接後影像又與 1/1000 地形圖套疊比較約略，影像中地形地物位置誤差為若干公尺？</p>	<p>圖 5.11 (P.125) 之拍攝範圍請對照圖 7.11 (P.162)。</p>
37	<p>「車載 MMS、測量車」(P.123) 請統一用詞。</p>	<p>已統一。</p>
38	<p>P.137~153，建議調整章節內容順序，先寫出空拍結果分析，再提出作業過程中遭遇困難解決方案，另可補充列出幾張參數設定調整前後拍攝的影像，作為對比，會更明顯比較出調整前後的改善的差異度。</p>	<p>已調整。</p> <p>定翼型 UAV 空拍結果，請參見第 7.1 章節，P.150~160。</p> <p>旋翼型 UAV 空拍結果，請參見第 7.2 章節，P.161~164。</p>
39	<p>P.140~143，僅列 3/3 及 5/19 工作日誌，其他測試日期是否亦有工作日誌？請補充納入附錄中。</p>	<p>已於內文中補上 2/24 者。請參見表 7.1，P.151。</p>
40	<p>P.146，圖 4.9 航拍重疊率估算，是否有實際數據，請說明。</p>	<p>前期測試時，預先規劃的重疊率一般設為 60~70%，不過為避免因姿態所造成的漏縫，於後期實際飛行時更改設定為 80~90%。</p>
41	<p>請補充各項工作執行期程探討、預定與實際進度之比較，倘有差異應說明原因；另請補充實際飛航情形如實際航拍日期時間、次數、拍攝的相片數量及動用人力等。</p>	<p>除了 5 月 19 日尚為測試階段，僅進行與策略研擬 (表 7.3)，以及 7 月 6 日因配合國軍演習取消任務以外，其他的日期均實際執行了飛行任務。</p>

		<p>實際航拍日期時間、次數、拍攝的相片數量請參考表 7.4 (P.158) 與表 7.5 (P.163)。</p> <p>動用人力請參考表 8.1 (P.190)、表 8.2(P.192) 成本分析中的人力成本。</p>
42	<p>P.143~144，圖 4.5~4.7 僅紀錄定翼型 UAV2009/06/09 600m 及 900m 1200m 航線規劃與航線與航行軌跡紀錄，缺漏 300m 軌跡記錄。</p> <p>歷次飛航任務不同航高飛行之軌跡紀錄，若旋翼型 UAV 有記載亦請補充。</p>	<p>已補充，請參見圖 7.7，P.159。</p> <p>旋翼型 UAV 航行軌跡請參見圖 7.12 至圖 7.14，P.164。</p>
43	<p>請補充控制點與檢核點分布圖及其點位獲取方式。</p>	<p>已補充，請參見圖 7.17 (P.168) 以及圖 7.18 (P.170)。</p>
44	<p>P.155，不論旋翼或定翼，對於空三結果精度，似未按一般印象中航高降低而有線性的提高，請補充分析原因。</p>	<p>已說明，請參見 P.172。</p>
45	<p>UAV 如何應用於國土利用調查作業，請於報告書中補充說明。</p>	<p>已補充說明，請參見 P.188, 207, 209。</p>
46	<p>對於成本分析，建議調整至同一章節撰寫，避免分散各處。</p>	<p>已獨立章節論述，請參見第 8 章，P.189~205。</p>
47	<p>P.147，倒數第 3 行，廠商合理之收費價格約每飛行小時 6~8 萬，請補充說明詳細的計算方式。</p>	<p>參照 P.189, 190，考慮 UAV 軟硬體成本、作業成本，以及市場供需平衡等條件，並經訪價後，所定訂合乎市場接受度之價格。</p>
48	<p>P.154，表 4.6，旋翼機應無飛控電腦，請</p>	<p>有飛控電腦，但僅使用飛</p>

	修正。	行紀錄的功能，請參見表 8.2，P.192。
49	P.164 (表 4.16)，表格於備註處才標示出旋翼、定翼，建議調整至第一欄，讀表較為清楚；另目前旋翼、定翼執行任務的範圍面積不一，請核算每公頃平均單價，便於比較兩者影像處理成本差異，以及約略驗證文中第 2 行提及旋翼影像處理成本是定翼三倍。	遵照辦理。 參照表 8.5 (P.195)，以航高 600 公尺為例成本約三倍，而航高 900 及 1200 則是大於三倍。
50	P.178~179，結論 1，測試結果證明 UAV 能穩定飛行，請詳加補充說明何種測試結果；建議 4 與建議 6 似為結論，建議併入結論項下。	已調整，請參見 P.206~208。
51	P.178~179，建議 7，本段看不出具體建議為何事項，請調整文字。	已調整，請參見 P.209 建議 6。
52	建議補充本案執行期間所獲之經驗心得、技術及應注意事項，俾作為後續辦理相關作業之參考。	已補充，請參見 P.206~209。
53	P.192，實施航空攝影測量及遙感探測管理規則請載明訂定日期及文號。	已載明，請參見 P.223。
54	P.205~215，未說明本專案 SONY A-350 所用之 SONYDT 18-70mm F3.5-5.6 鏡頭，請補充。	已補充，請參見 P.242。
55	請於附錄部分列出歷次會議記錄結論及後續辦理情形。	遵照辦理。

2. 文字及圖、表錯漏部份整理如下，請予修正。

項次	問題與意見	廠商回覆
1	<p>P.16~17，第 13 行，出現監測字眼，本案非以監測為主要目的，建議修正。</p> <p>第 2 行，為達到前述的<u>評估分析</u>目的，<u>本案</u>包含下列 <u>5</u>個<u>標的</u>的工作項目。</p> <p>最後 1 行，6.結論與建議此項請刪除。 圖 1.2 中<u>航拍</u>技術改良與解決方案。</p>	已修改。
2	P.18，圖 2.1，圖片不清晰，請調整更換或刪除。資料來源未列入參考文獻。	圖片已調整，參考文獻：王聰榮，2006。
3	P.23，第 6 行，視任務而 <u>定</u> 。	已修正。
4	P.26，第 1 行，共執行了 <u>12</u> 次監測任務，對照表 2.3 中航次應為 <u>15</u> 次。	已說明。
5	P.27，圖 2.9，圖片不清晰，請調整更換或刪除。	已更換圖片。
6	P.32，第 4 行，圖 1.1 應為 <u>圖 2.11</u> ，圖片不清晰，請調整更換或刪除。	圖片已調整。
7	P.34，第 4 行，萃取特徵和測量為公路狀況評估，文意不通順，請修正。	已修正。
8	<p>P.35，第 2 行，利用旋翼型 UAV 獲得<u>地學地球</u>勘測數據，文意不通順，請修正。</p> <p>第 3 行，3D 之<u>地形</u>圖。</p> <p>第 6 行，<u>次年</u>2006 年，次年與 2006 年為相同涵意，建議刪除。</p> <p>第 8 行，獲取小區域測站影像是<u>非常高效率</u>，本句文意不通順，建議修正為<u>具</u></p>	<p>已修正。</p> <p>文詞已修正。</p>

	<u>有非常高之效率</u> 。圖 2.16 圖片不清晰。	圖片已調整。
9	P.36, 第 5 行請刪除, 第 1~2 行已寫。	已刪除。
10	P.99, 文中未提及圖 3.38。	已於內文中標示。
11	P.101, 圖 3.41 與圖 3.44 相同, 建議刪除。	已刪除。
12	P.29, 第 13 行, <u>皆</u> 受到美國國防部的限制。	已修正。
13	P.30, 圖 2.10 不清晰, 請調整更換或刪除。	已調整
14	P.31, 第 10 行, <u>已</u> 公告之活動; 第 11 行, 飛行空域 <u>一旦</u> 申請核准。	已修正。
15	P.37, 第 21 行, 里程 <u>計數</u> 器。	已修正。
16	P.43, 圖 2.23 (b) ...Google Street View VAN <u>TOPCON</u> 。	已修正。
17	P.44, 最後 1 行, POSPac Land <u>亦提供</u>	已修正。
18	P.46, 第 6 行, 除此之外, <u>此</u> 空間。	已修正。
19	P.52, 第 14 行, (Chiang,2004) 未列入參考文獻。	已補充。
20	P.56, 最後 1 行, <u>INS/GNSS...架構</u> , 冗句	已刪除。
21	P.57, 第 13 行, 急速地隨 <u>時</u> 間。	已修正。
22	P.58, 第 1 行, 鬆耦合整合架 <u>構</u> 對於...。	已補充。
23	P.60, 圖 3.1 建議採用本案實際測試之	已更換, 請參見 P.60。

	DoDo Pro3 照片。	
24	P.68，第 8 行，動態影像 <u>記錄</u> 設備。	已補充。
25	P.72~73，圖 3.12 及圖 3.13，報告書中避免置入公司型錄，請另製作表格或刪除。	已刪除，且另製作表格。
26	P.61，第 9~11 行，建議刪除。	已刪除。
27	P.62，第 4 行，如同定 <u>旋</u> 翼 UAV 所酬載。 表 3.3 數位相機應為 Sony <u>a</u> -350 相機，有效像素約 <u>1403 萬</u> （對照 P82）。	已修正。
28	P.80，第 3~4 行，依據 <u>智飛科技三年以來的</u> 操作經驗。 第 12 行，詳實的 <u>記錄</u> 。	已修正。
29	P.83，公式 14，字體不清晰，請修正。 除 $\Delta x \Delta y$ 外，其餘符號之意義需補充說明。	公式已修正並補充符號說明。
30	P.88，第 11 行，所 <u>拍攝</u> 資料。	已修正。
31	P.87，本句文意不清，確認拍攝範圍後 <u>確立後</u> ， <u>即</u> 進入 UAV 調用工作，無人飛機調用標準流程 <u>如圖 3.22</u> 。	已修正。
32	P.105，3.5.4 作業所需 <u>作業</u> 時間評估。	已修正
34	P.89，本計畫飛行航高依第 3 次工作 <u>會議</u> 決議。 (圖 3.24) 圖面中出面 GPS 斷訊，建議更換圖片。	已修正。 圖為簡易的航線規劃，僅能提供概略性的參考，已刪除。

35	P.98, 圖 3.36 及 3.37 右上方文字請刪除。	已刪除。
36	P.110, 第 5 行, 控制網之 <u>sigma</u> 增量比較與其個別 <u>sigma</u> 值。圖 3.49 畫面太小, 看不清字體。	文字已修正。 圖片已調整。
37	P.123, 標題 3.7, 本段落文字建議刪除。 第 15 行, 本案中規劃的資料擷取系統架構 (MMS Log), <u>如圖 3.64</u> 。	已刪除。 已修正。
38	P.129, 第 3~4 行, 簡單的 <u>將</u> 電腦要求的配備。	已修正。
39	P.131, 第 2 行, 從圖 <u>3.66</u> 所示。	已修正。
40	P.135, 第 10 行, 於測區 <u>設置</u> 。	已修改段落內文。
41	日期寫法請修正, 如 2009/2/24 修正為 98 年 2 月 24 日。	已修正。
42	P.141, 圖 4.2 文字說明請移至 P.140。 圖 4.3 未於文中提及。	已修正。 已於文中提及。
43	P.137, 定翼型 UAV 空拍 <u>任務</u> 結果。定翼型 UAV 航拍困難點及解決方案。	已修正。
44	P.138, 圖 4.1, ...自動拍攝之 <u>航線</u> 偏差。	已修正。
45	P.139, 第 7 行, <u>並</u> 改善飛行技術。	已修正。
46	P.144, 圖 4.5、4.6、4.7、4.8, ...軌跡 <u>紀錄</u> 。	已修正。
47	P.149, 4.2 旋翼型 UAV 空拍 <u>任務</u> 結果。旋翼型 UAV <u>航拍</u> 困難點及解決方案。	已修正。

48	P.152，圖 4.12、4.13...高度 <u>紀錄</u> 。	已修正。
49	P.161~163，表 4.14、4.15，缺 300m 航高項目。	300m 所完成的範圍與其他航高不同，所選取的檢核點亦有所差異（附錄四），故不宜與其他航高相比較。
50	P.155，第 7 行，只 <u>測</u> 計算測試區。	已修正。
51	P.166，第 14 行，整合 <u>式</u> 定位定向系統。計算之 <u>平面</u> 平面精度。	已修正。
52	P.164，表 4.17，影像幾何糾正 <u>做</u> 工時成本。	已修正。
	第 18 行，直 <u>接</u> 定位應用。最後 1 行，整體規劃 <u>階段</u> 。	已修正。
53	P.176，第 15 行，應為 <u>表</u> 4.19。至 1 <u>公尺</u> 。	已修正。
54	P.172，表 4.8 應為表 4.18。	已修正。
	第 6 行，測量車所需成本如 <u>表 4.18</u> 。	