

國立成功大學  
航空太空工程研究所  
碩士論文

利用 GPS 鑑別  
加速儀的速度誤差模式  
Identification of the Error Model  
for the Accelerometer  
by Using GPS's Velocity

研究生：曾庭鴻

指導教授：何慶雄

許棟龍

中華民國九十一年六月

國立成功大學航空太空研究所

碩士論文

利用 GPS 鑑別加速儀的速度誤差模式

Identification of the Error Model for the

Accelerometer by Using GPS's Velocity

研究生：曾庭鴻

本論文業經審查及口試合格特此證明

論文考試委員

何慶雄 何慶雄

許棟龍 許棟龍

張嘉義 張嘉義

劉啟清 劉啟清

指導教授：何慶雄 何慶雄

許棟龍 許棟龍

系所主管：趙怡欽 趙怡欽

中華民國九十一年六月二十六日

## 摘 要

題目：以 GPS 鑑別加速儀的速度量測誤差

研究生：曾庭鴻

指導教授：何慶雄

許棟龍

目前在使用者的定位方法上，全球定位系統(GPS)已經是一個相當精準的定位工具。除此之外，全球定位系統還可提供慣性導航系統(INS)及時修正資訊，所以 GPS 及 INS 的整合系統是一個非常有力的導航系統。然而，因為高精度的慣性導航系統非常昂貴，所以整合系統也不便宜。然而以單一量測方向的加速儀及單一陀螺儀所整合的單軸慣性導航系統，則便宜許多，且在某些方面有不錯的運用，例如：汽車導航等等。

本研究的主要目標為設計一個簡單但有效率的處理方法，來修正單軸慣性導航系統的誤差。主要將應用在水平的導航方面，例如：汽車導航、水平直線飛行等等。採用最小平方法為主要的演算法則，並使用 GPS 速度為觀測量，來量測 INS 的誤差量。在處理過程中，採用相異的精度等級，來處理 GPS/INS 數據。

結果顯示，以最小平方法估測速度及加速儀的量測偏差，可有效的壓制導航誤差。研究結果顯示固定筆數的修正方法可產生較小的誤差結果，設定精度等級的方法可以最少的計算時間提供高精度的導航資訊。

## **Abstract**

Title : Identification of the Error Model for the Accelerometer by Using GPS's  
Velocity

Candidate : TingHung Tseng

Advisor : Ching-Shun Ho

Donglong Sheu

The Global Positioning System (GPS) has been a very accurate tool in determining a user's position. In addition, the system can provide time correction information for an Inertial Navigation System (INS). The combined GPS/INS system becomes a very powerful navigation system. However, the system is expensive due to the high cost in INS. One-axis INS, which consists of an accelerometer and one rate gyro, is much less expensive and is a good idea for some specific applications (e.g. car navigation).

The main goal of this study is to design a simple but effective data processing method so that the error from a single-axis INS can be reduced. The main application will be on horizontal navigation (e.g. car guidance, level straight flight). The least-squares (LS) method is adopted as the key data processing algorithm. GPS velocity is treated as an observation to sense the INS error. Several processing approaches are conducted with different accuracy levels.

The results show that The LS method with only estimating velocity and accelerometer bias is very effective in controlling navigation errors. The fixed correction interval approach provides the minimum errors. The approach with setting an accuracy level is with much less computing time.

## 誌謝

承蒙指導教授何慶雄老師兩年來的悉心指導，本文才得以順理完成，僅以此至上由衷謝意。同時感謝錦堂學長、聿銘、恭程同學以及智揖、金峰學弟在課業及實驗上的幫助與提攜。

最後，僅以本文獻給我最親愛的家人以及朋友，謝謝你們在整個過程中，不斷的支持與鼓勵。

# 目 錄

|   |     |
|---|-----|
| 摘要.....   | I   |
| 英文摘要.....   | II  |
| 誌謝.....   | III |
| 目錄.....   | IV  |
| 表目錄.....  | VI  |
| 圖目錄.....  | VII |
| 第一章 緒論.....                                       | 1   |
| 第二章 全球定位系統與慣性系統 .....                             | 4   |
| 2.1 全球定位系統(Global Positioning System , GPS).....  | 4   |
| 2.1.1 影響 GPS 定位精度的因素.....                         | 5   |
| 2.1.2 GPS 都卜勒觀測量與觀測方程式.....                       | 5   |
| 2.1.3 GPS 接收儀輸出資訊.....                            | 7   |
| 2.2 慣性導航系統(Inertial Navigation System , INS)..... | 8   |
| 第三章 系統模式與實驗設備.....                                | 9   |
| 3.1 系統模式.....                                     | 9   |
| 3.1.1 單軸加速儀觀測模式.....                              | 9   |
| 3.1.2 最小平方法 (Least-Squares Method) .....          | 9   |
| 3.1.3 RSS & RMS.....                              | 11  |
| 3.1.4 數據擷取及處理流程.....                              | 11  |
| 3.2 實驗設備.....                                     | 12  |
| 3.3 XL25 分析.....                                  | 13  |
| 第四章實驗結果與討論.....                                   | 14  |
| 4.1 XL25 與單軸加速儀輸出時間比對.....                        | 14  |
| 4.2 轉換因子的影響.....                                  | 16  |
| 4.3 取樣筆數的討論.....                                  | 16  |
| 4.4 汽車直線前進實驗結果分析與討論.....                          | 17  |
| 4.4.1 速度差限制.....                                  | 19  |

|                                 |    |
|---------------------------------|----|
| 4.4.2 速度差限制及 bias 值修正.....      | 20 |
| 4.4.3 速度差限制及最小平方法估算 bias 值..... | 21 |
| 4.5 輕航機直線平飛前進實驗結果分析與討論.....     | 21 |
| 4.5.1 速度差限制.....                | 23 |
| 4.5.2 速度差限制及 bias 值修正.....      | 23 |
| 4.5.3 速度差限制及最小平方法估算 bias 值..... | 24 |
| 第五章 結論與建議.....                  | 25 |
| 5.1 結論.....                     | 25 |
| 5.2 建議.....                     | 26 |
| 參考文獻.....                       | 27 |
| 自述.....                         | 39 |

## 表目錄

|                                  |    |
|----------------------------------|----|
| 表 4.1 轉換因子 & 速度 RSS 值.....       | 15 |
| 表 4.2 取樣筆數和其速度 RSS 值.....        | 17 |
| 表 4.3 bias 值的 RMS 值與 mean 值..... | 18 |
| 表 4.4 取樣數和 bias 值斜率關係表.....      | 22 |



## 圖目錄

|   |    |
|---|----|
| 圖 3.2(a) Garmin XL25 接收儀與天線.....                        | 30 |
| 圖 3.2(b) 加速儀與陀螺儀.....                                   | 30 |
| 圖 4.1 NMEA 0183 速度及單軸加速儀速度比較圖.....                      | 31 |
| 圖 4.2 GPS 速度&加速儀未修正值經積分後速度.....                         | 31 |
| 圖 4.3(a) <0227> 資料，3 秒、5 秒及 10 秒取樣比較圖.....              | 32 |
| 圖 4.3(b) <02272> 資料，3 秒、5 秒及 10 秒取樣比較圖.....             | 32 |
| 圖 4.3(c) 取第一筆及第二筆 bias 值修正加速儀後的速度與 GPS 速度圖..            | 33 |
| 圖 4.3(d) 無量測偏差值修正，速度差限制為 1 公尺/秒(汽車實驗).....              | 33 |
| 圖 4.3(e) 無量測偏差值修正，速度差限制為 2 公尺/秒(汽車實驗).....              | 34 |
| 圖 4.3(f) 以 LS 方法估算汽車實驗，每三筆一次所得到的量測偏差值..                 | 34 |
| 圖 4.3(g) 以速度差修正量測偏差值，速度差限制為 1 公尺/秒的量測偏差值<br>分布圖.....    | 35 |
| 圖 4.3(h) 以最小平方法修正量測偏差值，速度差限制為 1 公尺/秒 的量測<br>偏差值分布圖..... | 35 |
| 圖 4.3(i) 以 LS 方法估算飛機實驗，每三筆一次所得到的量測偏差值....               | 36 |
| 圖 4.3(j) 無量測偏差值修正，速度差限制為 1 公尺/秒(飛機實驗).....              | 36 |
| 圖 4.3(k) 無量測偏差值修正，速度差限制為 2 公尺/秒(飛機實驗).....              | 37 |
| 圖 4.3(l) 無量測偏差值修正，速度差限制為 3 公尺/秒(飛機實驗).....              | 37 |
| 圖 4.3(m) 以速度差修正量測偏差值，並速度差限制為 1 公尺/秒(飛機實<br>驗) .....     | 38 |

## 第一章 緒論

近年來由於大家相當重視生活品質與休閒活動，而多樣化的知性之旅，是21世紀新趨勢。因為大家日常工作的步調太緊湊，所以對趕集式的旅遊已不感興趣，強調生活深度古道尋幽、天文活動、溯溪攀岩、登山及出國旅遊等等，已為現今熱門休閒活動。而如何可以快速且準確的到達目的地，安全且不迷失的回家，則須靠自己的經驗及導航輔助工具。而導航工具，在以前則是靠太陽、星星以及指北針來指引方向，依地圖來作前進的依據，而現在則是由全球定位系統(Global Position System, GPS)以及慣性導航系統(Inertial Navigation System, INS)來導引方向，且美國聯邦航空局(Federal Aviation Administration, FAA)以及國際民航組織(International Civil Aviation Organization, ICAO)也為了增進飛航安全，提出 Communication, Navigation, Surveillance and Air Traffic Management (CNS/ATM)的規劃[1][2]，使用GPS等衛星系統協助導航。而為了不讓美國專美於前，蘇聯也發射了Glonass系統[3]，歐盟也於最近發展Galileo系統[4]，由此可知，未來將是衛星導航的世界。

其實自從 GPS 系統問世以來，它的定位及導航的能力已逐漸地為大家接受，且由於 GPS 不受任何天候的限制，24 小時提供給使用者精確的時間，3D 的定位資訊及速度，因此被廣泛的運用在各方面，如飛行器導航、汽車導航、地圖製作、土地量測、地震觀測及飛行器自動著陸系統等等。之前因為有選擇性可靠度(Selective Availability)的問題，單一接收器定位的精度約在 100 公尺[5]，而在 DGPS(differential GPS)的情況下，因為有主站的修正資料，可修正電離層、對流層等等的誤差，故可將精度提高到 10 公尺[6]，現在選擇性可靠度由美國方面在西元 2000 年 5 月關閉後，單一接收儀的定位由 100 公尺降至 15 公尺 ~ 25 公尺[7]，而在 DGPS 的修正情況下，可達到公尺級的定位精度[8]。

另一種常用的導航工具，則為傳統的慣性導航系統(INS)。INS 為一自給式導航系統(Self-contained System)，不需要外界給予任何的輔助資訊，憑藉本身的感測元件的資訊，即可達到導航的目的，因此被廣泛運用在各種形式載具的導航系統中。INS 中包含加速儀(Accelerometer)及陀螺儀(Gyro)，藉由加速儀量測加速度，陀螺儀量測角速度，並分別積分成速度、位置及姿態角，來達到導航的目的。在短時間內，INS 可以提供高精度的導航資訊[9]，但由於本身感測元件的誤差，隨著時間慢慢的增長，誤差會逐漸累積，而使得導航誤差會擴大，精度逐漸下降，因此對 INS 系統來說，如何修正其感測元件的誤差，就顯得相當的重要。

在 INS 系統中，誤差來源很多[10][11]，加速儀的誤差來源主要有電壓重力轉換因子(Scaling factor)及量測偏差(bias)，陀螺儀主要誤差來源則是角度飄移率(Drift)。而對以上所提到的誤差來源做修正的方法，除了重新設計元件，改良儀器本身外，最有效最符合經濟效益的方法就是採用輔助導引的觀念[12]，引用 INS 本身以外的資訊，修正慣性導航系統獨立運作的誤差。近幾年來，運用在輔助 INS 系統導航的研究中，以 GPS 輔助運作的效果較為突出[10][13]。一般導航級的慣性導航系統精度約為每小時一海哩[14]，亦即每秒的最大誤差量為 0.5 公尺。

本研究的主要目標是以 GPS 的速度快速修正 INS 中加速儀的感測誤差，使其能夠單獨導航。在 GPS 提供的訊號中，本研究採用由都卜勒觀測量所解算出來的速度為參考標準。在本研究中所使用的加速儀為單軸向的，亦即只在前進軸上有量測能力，且在估算時為求簡便，而將電壓重力轉換因子併入量差偏差中，一起估測。

在資料擷取方面，為求資料能有準確的時間比對，故在使用 Labview 擷取時，擷取 GPS 的 UTC 時間，同時擷取加速儀資料，作時間比對，如此一來在時間的比對上就可有有力的依據。而在資料處理方面，本研究採用分散式濾波器[15][16]，亦即先分別將 GPS 速度及加速儀量測到的加速

度處理成所需要的型式，再放到主要的濾波器中。其不同於集中式濾波器的地方在於，集中式濾波器同時將 GPS 及 INS 的原始資料放入處理，其結果較為穩定，但運算量較大且可能要更改硬體結構以利計算，故較困難且不符經濟效益。然後利用 GPS 測得的速度和 INS 積分所得速度，以 GPS 速度和 INS 速度之差為殘餘值，利用最小平方法估測加速儀的系統誤差，求得系統量測偏差值，得到修正後的速度，輔以 GPS 可得直線前進中任一時間的導航資訊。

在文獻[17]中，利用 GPS 資訊及使用編碼器(encoder)量測車子速度後，再和 INS 資訊進入複雜的濾波器運算，可將加速儀的速度，在兩分鐘內，維持在 0.35 公尺/秒內。本研究的目標，則是利用價廉輕便的 GPS 接收儀以及簡單的濾波器修正，快速的修正單軸加速儀的誤差，使其可達到導航的要求，甚至超越上述精度。

第二章稍微介紹全球定位系統以及慣性導航系統，第三章則介紹本研究所使用的系統模式與估測的方法，以及使用的設備，第四章為實驗的結果與討論。

## 第二章 全球定位系統與慣性導航系統

### 2.1 全球定位系統(Global Positioning System, GPS)

GPS 的系統架構主要由空中衛星、地面控制及使用者三個子系統構成 [1]：

- (1) 空中衛星部份：由 24 顆衛星所組成，分成六個軌道，軌道傾角約為 55 度，運行於約 20200 公里的高空，繞行地球一周約 12 小時。GPS 衛星以兩種載波 L1(1575.42Hz)與 L2(1227.60Hz)調制 PRN 電碼傳送導航訊息。電碼中又分 P 電碼(Precise Code)及 C/A 電碼(Coarse/Acquisition Code)，而 P code 因頻率較高，不易被干擾，定位精度較高，但受管制，民間多用 C/A Code。而由於衛星使用壽命問題，新一代的衛星已逐漸發射升空，用以取代舊的衛星，但並不是所有衛星再使用期限一到即損毀，故現今有 31 顆 GPS 衛星於軌道上運轉。
- (2) 地面控制部份：分為監測站及主控制站，監測站主要的功能在追蹤衛星軌道，由接收到的導航訊息，計算相對距離、大氣校正數據等等，並傳回主控站。而主控站則是將監測站傳來的訊息，計算出衛星星曆、衛星時錶修正值及電離層修正係數等等，同時傳回衛星，如此衛星便可將修正的導航訊息廣播給使用者。
- (3) 使用者接收儀：追蹤 GPS 衛星，並即時地計算出接收儀所在位置的座標、移動速度及時間。接收儀可分單頻跟雙頻兩種，雙頻接收機可消除大部分電離層效應，但較為昂貴，不普及。一般使用者為單頻接收儀。

## 2.1.1 影響其定位精度的因素

影響其定位精度的因素，主要分為下列幾項：

### (1) 選擇性可靠度(Selective Availability)

為美國為其本身利益及安全考量，在振盪器及訊息部分加上亂碼，而造成導航精度降低。而此項影響已在 2000 年 5 月由美國消除。

### (2) 多路徑效應(Multi-Path Effect)

因 GPS 訊號在傳遞過程中，因接收器附近有障礙物，如：高樓、樹木等等，使訊號產生多次折射，經過兩條以上的不同路徑到達接收儀，而影響解算精度。

### (3) 遮蔽效應(Mask Effect)

因接收儀所在環境或地形限制，而造成無法接收部分，甚至全部衛星訊號，而無法定位。此時可能需要其他輔助設備，來接替 GPS 定位。

### (4) 衛星星群幾何分佈(Geometry Configuration)

### (5) 對流層、電離層遲滯效應和時錶誤差等

而 97%以上的誤差，可以由 DGPS 的方法修正[19]，且 XL25 接收儀的速度精度可至  $2 \times 10^{-2}$  公尺/秒[20]。

## 2.1.2 GPS 都卜勒觀測量與觀測方程式

眾所周知，GPS 的都卜勒效應是由於衛星和使用者間有相對速度所引起的。而對應於衛星發射頻率  $L1=1575.42\text{MHz}$ 、 $L2=1227.60\text{ MHz}$  而產生的頻率變化，則稱之為都卜勒頻率[21]。以下將僅針對  $L1$  產生的都卜勒頻率作討論。通常都卜勒頻率的獲得是藉由觀測一已知參考振盪器與外來訊號的拍頻(beat frequency)作比較。

$$D_i = -\left(\frac{\bar{v}_i - \bar{v}_u}{c} \cdot l_i\right) \times L_1 \quad (2.1.1)$$

$D_i$ ：第  $j$  號衛星所量得的都卜勒頻率     $l_i$ ：衛星與接收儀間的方向向量  
而  $v_i$   $v_u$   $c$ ：分別為衛星和接收儀的速度以及光速  
則可推得

$$PR_d = -\left(\frac{D_i}{L_1}\right) \times c = (\bar{v}_i - \bar{v}_u) \cdot \frac{\bar{r}_i - \bar{r}_u}{|r_i - r_u|} + f + \varepsilon_i \quad (2.1.2)$$

$PR_d$ ：為虛擬距離變化量     $r_i$   $r_u$ ：為衛星與接收儀的位置向量  
 $f$ ：接收儀的時間誤差     $\varepsilon_i$ ：觀測誤差

當都卜勒頻率觀測時間間隔是微小有規律的，則可以直接由每一個觀測量乘以時間間隔而得積分式都卜勒觀測量( integrated doppler )[22]，所得之值提供兩觀測時刻間精確的虛擬距離改變量(30 分鐘內，累積漂移量為 0.13 公尺[23])。

一般來說，都卜勒觀測方程式如下所示：

$$PR_d = R_d + c(\delta t_d - \delta T_d) + \delta \rho_{tropd} + \delta \rho_{iond} \quad (2.1.3)$$

上式中

$PR_d$ ：虛擬距離變化量     $R_d$ ：接收器與衛星間之真實距離變化量  
 $\delta t_d$ ：接收器時錶偏差變化量     $\delta T_d$ ：衛星時錶偏差變化量  
 $\delta \rho_{tropd}$ ：對流層誤差變化量     $\delta \rho_{iond}$ ：電離層誤差變化量  
 $c$ ：光速

$$R_d = [(X_j - X_u)(V_{xj} - V_{xu}) + (Y_j - Y_u)(V_{yj} - V_{yu}) + (Z_j - Z_u)(V_{zj} - V_{zu})] / R \quad (2.1.4)$$

$$R = [(X_j - X_u)^2 + (Y_j - Y_u)^2 + (Z_j - Z_u)^2]^{1/2}$$

上式中

$X_j \ Y_j \ Z_j$  : 衛星的位置                       $X_u \ Y_u \ Z_u$  : 接收儀的位置

$V_{xj} \ V_{yj} \ V_{zj}$  : 衛星的速速                       $V_{xu} \ V_{yu} \ V_{zu}$  : 接收儀的速速

$R$  : 接收器與衛星間之真實距離

綜合上述的公式發現，都卜勒觀測方程式中含有接收儀的三維速速和  $\delta r_d$  四個未知數，因此至少要四顆 GPS 衛星資料來求解，以得到接收儀的速速。

### 2.1.3 GPS 接收儀輸出資訊

GPS 接收儀，視其種類及品質的不同，輸出的資訊也不完全相同但約可分為兩類：

- (1) 原始資料(raw data)：亦即接收儀從衛星上接收到，未經處理的資料，為虛擬距離觀測量或載波相位觀測量之一，其中包含虛擬距離或載波相位、時間等等。
- (2) 解算後資訊：亦即儀器將接收到的訊號，經本身所內建的計算程式，解算出接收儀所在的位置、速速，顯示衛星仰角，訊號強弱等等。

本研究中，採用儀器本身所內建解算程式，所解算出來的資訊，原因是吾人可即時得到當時資訊。

而其中輸出格式為 National Marine Electronics Association 所制定的 NMEA 0183 格式以及 Garmin 本身所制定的格式，而使用到的為 NMEA 中的 GPGGA 與 Garmin 格式中的 PGRMV 這兩種訊息列，其中 GPGGA 訊息列中，包含了時間、經度、緯度、高度及衛星數等等，而 PGRMV 訊



息列中，則提供 3 軸的速度項。

## 2.2 慣性導航系統(Inertial Navigation System, INS)

INS 慣性導航系統目前仍廣泛的裝備於各種載具上，尤其對於高動態的載具，例如飛彈導引系統，INS 更是不可獲缺的元件。其中包含三組正交的陀螺儀(Gyroscope)及加速儀(Accelerometer)。慣性導航觀念來自於對時間的積分，因此若加速儀和陀螺儀本身存在著量測偏差，那麼導航誤差便會隨著時間而遞增。

一般而言，慣性導航系統依架構可分為[12][18]：

(1) 穩定平台系統(Stabilized Platform System)，即環架(Gimbal)系統：

此類系統歷史最久，應用最廣，主要是因其採用陀螺儀及環架所組成之控制回路來隔離平台和載具，使平台不隨載具旋轉，而建立一參考座標系。

(2) 固裝式(Strapdown)系統：

其陀螺儀及加速儀固定裝置於載具上，經由計算機計算出參考平台面，並非具有真實平台。

一般環架式系統精度較固裝式系統高，適合較長時間運作，但因其價格非常昂貴，故一般使用者較常採用固裝式系統。

於本研究中，所採用的是固裝式系統，且是僅能量測單一軸向運動的加速儀，以及單一量測角度的陀螺儀，則擺放成直立的，用以量測仰角的變化，消除重力的影響。

### 第三章 系統模式與實驗設備

#### 3.1 系統模式

##### 3.1.1 單軸加速儀觀測模式

一般來說，加速儀所量測到的電壓為當時的速度差值，即  $\Delta V = Asf \times Volts$ ，當時的速度理想應為  $V_i = V_{i-1} + Asf \times Volts$ ，可是由於慣性感測元件的誤差，使得加速儀有電壓重力轉換因子誤差及量測偏差(bias)，因此需要對這兩項誤差做必要的修正，以求得精確的速度及位置。而兩項同時估測計算較為繁雜，故可先固定一項再估測另一項。

在利用 LS 法對單軸 INS 資訊做加速儀誤差參數估測時，觀測方程式可令為：

$$G_{INS} = V_i + \int_{t_i}^{t_{i+1}} Asf \times (Volts + bias) \times dt \quad (3.1.1)$$

其中

$V_{i-1}$  : 前一秒速度值

Asf : 加速儀之轉換因子(Scaling Factor)

Volts : 加速儀之輸出電壓值

bias : 設定的誤差狀態變數之一，為 Volts 的量測偏差

若需估測 bias 值的斜率，則觀測方程式可令為：

$$G_{INS} = V_i + \int_{t_i}^{t_{i+1}} Asf \times (Volts + bias) \times dt + \int_{t_i}^{t_{i+1}} \int_{t_i}^{t_{i+1}} (Asf \times biasdot) \times dt \times dt \quad (3.1.2)$$

其中：

biasdot : 為 bias 值的斜率

##### 3.1.2 最小平方法 (Least-Squares Method)

一般來說，LS 法的演算法則與流程如下[12]：

(1) 假設初始值： $X = X^*$ ,  $M_{n \times n} = 0$ ,  $N_{n \times 1} = 0$

(2) 讀取觀測值： $t_i, Z_i, w_i$

(3) 計算 H 矩陣： $H_i(X^*) = \left[ \frac{\partial G_i}{\partial X} \right] = \left[ \frac{\partial G_i}{\partial X_1} \quad \frac{\partial G_i}{\partial X_2} \quad \dots \quad \frac{\partial G_i}{\partial X_n} \right]$

$$z_i = Z_i - G_i(X^*)$$

(4) 計算 M、N 矩陣： $M = M + H_i^T w_i H_i$

$$N = N + H_i^T w_i z_i$$

(5) 資料讀完與否： $\begin{cases} YES & (i = m), \hat{x} = M^{-1}N \\ NO & (i < m), goto \quad (2) \end{cases}$

(6) 更新估算值  $\hat{X}$ ： $\hat{X} = X^* + \hat{x}$

(7) 檢測準則： $\begin{cases} \|\hat{x}\| > \varepsilon_{allow}, X^* = \hat{X} & and \quad goto \quad (1) \\ \|\hat{x}\| \leq \varepsilon_{allow}, X^* = \hat{X} & and \quad end \end{cases}$

其中

$X$ ：狀態變數,需求解的未知數  $w$ ：權重因子

$G$ ：觀測方程式

$H$ ：觀測方程式對狀態變數的偏微分

$Z$ ：虛擬距離觀測量

$z$ ：觀測殘差(Observation Residue)

在此吾人將狀態變數取為：

$$X = [V_i \quad bias]$$

$$H = [1 \quad Asf] \quad (3.1.3)$$

其中

bias：量測偏差

$V_{i-1}$ ：前一秒速度

Asf：加速儀之轉換因子(Scaling Factor)

若需估測其 bias 值斜率，則狀態變數取為：

$$X = [V_i \quad bias \quad biasdot]$$

$$H = [ 1 \quad Asf * \Delta t \quad Asf * \Delta t^2 ] \quad (3.1.4)$$

### 3.1.3 RSS & RMS

RSS (root-sum square) :

$$RSS = \sqrt{\frac{\sum (X_i - X_{ref})^2}{n}} \quad (3.1.5)$$

其中：

$X_i$  : 每一時間點的資料

$X_{ref}$  : 相對應於  $X_i$  的參考點

$n$  : 總筆數

RMS (root-mean square) :

$$RMS = \sqrt{\frac{\sum (X_i - X_{mean})^2}{n}} \quad (3.1.6)$$

其中：

$X_i$  : 每一時間點的資料

$X_{mean}$  : 數值的平均值

$n$  : 總筆數

### 3.1.4 數據擷取及處理流程

整合時，取加速儀之取樣頻率為 10Hz，並以 XL25 提供單軸 INS 一個整秒之 UTC 資訊。XL25 之輸出採 NMEA 格式，但因 XL25 每秒之輸出並非固定字數，會造成擷取資訊時因字數不足、而使程式停留並造成延遲之困擾，於是在此採用浮動字數擷取法。

整個 INS 資訊擷取的流程如下：一開始先以浮動字數擷取法擷取 XL25 之資訊，即每次僅接收一個字，直至收到 <Line Feed> 訊號才結束擷取 XL25 之輸出，並且緊接著接收單軸 INS 之輸出；而在接收單軸 INS 資訊時，先接收一筆固定字數之陀螺儀訊號，再對加速儀取樣一次；如此進行十次單

軸 INS 的資訊讀取，則完成一秒內所有的訊號擷取。故整個單軸 INS 所需之資訊是以 LabView 程式擷取 XL25 (1Hz) 之 UTC、陀螺儀 (10Hz) 之角速度及加速儀(10Hz)之電壓所組合而成。如此可確保資料擷取時間的準確性，並提供稍後在與 GPS 進行整合時，資料的比對上能有一個有力的依據。

接著先將 INS 量測到的加速度積分成速度，然後將 INS 速度和 GPS 速度的差異量當作 LS 方法的觀測殘差，求得量測偏差修正值。

### 3.2 實驗設備

在本研究中所用之儀器可分為 GPS 接收儀及單軸 INS 慣性導航系統

#### 一. GPS 接收儀：

Garmin XL25 (以下簡稱為 XL25)，如圖 3.2(a)，與單軸 INS 結合在一起，提供單軸 INS 一個準確之 UTC，並利用 XL25 所輸出的速度作為 INS 速度的參考值。

#### 二. 單軸 INS 慣性導航系統：

(1) Jewell 公司出產的單軸加速儀，輸出為類比電壓訊號，其電壓/重力轉換參數 (Scaling Factor, 單位為: vlot/m/sec<sup>2</sup>) 為 2.5V/G ±0.5% 或 3.92m/sec<sup>2</sup>/volt; 偏差量 (Bias, 單位為: volt) <0.010G(或 0.025volt)。如圖 3.2(b)。

(2) Andrew 公司出產的單軸陀螺儀，輸出為角速度之數位訊號，輸出頻率最高為 10Hz，飄移率 (Drift, 單位為: deg/sec) =0.025deg/sec。如圖 3.2(b)。

#### 三. 擷取卡：

NATIONAL INSTRUMENTS(NI)公司出產之 AD/DA 訊號轉換卡，DAQCard-500，為 PCMCIA 介面。將加速儀的類比訊號以

10Hz 的頻率擷取成數位訊號。

### 3.3 XL25 分析

於 2 月 27 日在成大航太館頂樓所做的實驗。

在選擇性可靠度開放後，XL25 NMEA 0183 輸出模式中，速度精度，在靜態，120 秒的取樣區間內，速度均不變化，顯示均為零，因此不討論它。

在動態方面，由文獻[20]中，可知速度精度約為  $2 \times 10^{-2}$  公尺/秒。

## 第四章 實驗結果與討論

此研究的目標為利用 GPS 速度資訊，藉由簡單的計算，快速修正加速儀的 bias，以達到所需的導航目標，但因為單軸加速儀，故實驗以直線前進為主。

先以汽車實驗，先將加速儀水平放置於車中，由靜止開始加速至一定速前進，後煞車停止。接著將加速儀傾斜 15 度，同樣由靜止開始加速至一定速前進，後煞車停止。比較兩者量測偏差值跳動情形及預估量測偏差值修正值。

接著於較長公路做汽車實驗，並於實驗過程中將加速儀水平跟傾斜 15 度交差放置，以判定在 bias 值劇烈變化下可否估測出它的變化情形，並修正它。

然後於賽嘉做輕航機實驗，因為單軸的加速儀的關係，所以本研究只取等速直線飛行段之實驗數據來做分析。

實驗分為地面實驗與空中實驗。地面實驗，以汽車為實驗載具，資料<C0227>、<C02272>、<C02273>、<C02274>為 2 月 27 日於成大歸仁航太實驗場所作之 4 次實驗，前兩次實驗，加速儀放置水平狀態，後兩次實驗，將加速儀呈 15 度傾角放置，<C02275>為 2 月 27 日於東西向快速道路所作的實驗，實驗時，加速儀約在 90 秒~170 秒及 220 秒~300 秒間呈傾角 15 度放置，其餘時間呈水平放置。<C0527>為 5 月 27 日於成大大自強校區周圍的道路所作的實驗，加速儀呈水平狀態。空中實驗，以輕航機為載具，資料<F0119>為 1 月 19 日於屏東賽嘉所作的實驗。

其中，RSS 值是以 GPS 速度為參考值所得到的結果。

### 4.1 XL25 與單軸加速儀輸出時間比對

實驗資料為<C0527>。實驗方式是由靜止的汽車往前前進時速度的變

化，用以觀測加速儀與 XL25 接收儀間的時間誤差。

實驗開始時，汽車先靜止 20 秒後，開始加速前進，如圖 4.1，從圖中可清楚看出，加速儀在第 21 秒時，有明顯加速度的變化，反映出車子速度的改變，但 XL25 NMEA 0183 的速度，卻在第 23 秒時，才有明顯變化，因此判定 NMEA 0183 輸出速度有兩秒鐘的延遲誤差，極有可能為儀器本身在解算時所產生的誤差。

表 4.1 轉換因子 & 速度 RSS 值

| 轉換因子值 | 速度的 RSS 值(公尺/秒) |
|-------|-----------------|
| 4.10  | 0.90            |
| 4.05  | 0.85            |
| 4.00  | 0.79            |
| 3.94  | 0.75            |
| 3.92  | 0.74            |
| 3.90  | 0.74            |
| 3.88  | 0.73            |
| 3.85  | 0.73            |
| 3.80  | 0.73            |
| 3.75  | 0.75            |
| 3.70  | 0.79            |
| 3.65  | 0.84            |
| 3.60  | 0.90            |



## 4.2 轉換因子的影響

實驗資料為<C0227>。圖 4.2 為 GPS 速度與單軸加速儀的加速度積分成速度的圖形，而其中將加速儀量測到的電壓，轉換成加速度的轉換因子，為出廠設定值 3.92。從圖中可發現，除了因為 bias 所造成的累積誤差致使速度的積分結果偏離 GPS 的速度外，它的大小變化情形幾乎和 GPS 速度的圖形一樣，因此吾人大膽假設轉換因子的變化不大，應在出廠設定值 3.92 附近。所以吾人在出廠設定值附近取 13 組固定的轉換因子值，來估測 bias 值，然後用以修正加速儀，看速度的變化是否有達到吾人的要求，且更為精準。

從表 4.1 可看出，在轉換因子的變動量中，從 3.70 到 4.00 對速度的 RSS 影響變動約只有 0.06 公尺/秒，而轉換因子超過 3.70~4.00 的區間時，速度的 RSS 值變大，精度變差，因此吾人判斷較好的轉換因子介於 3.70~4.00 間，但由於其結果相差不大，且為了減少估測時間，方便運算，因此將不在估測轉換因子，而直接將其固定在出廠設定值 3.92。

## 4.3 取樣筆數的討論

實驗資料為<C0227>與<C02272>。圖 4.3(a)及圖 4.3(b)為其將實驗資料以 3 秒一筆、5 秒一筆或 10 秒一筆估測一筆 bias 值(Eq(3.1.3))，作加速度修正後，速度的比較圖。為要求公平性，取兩個不同的實驗數據做比較，實驗均只取前 50 秒直線加速煞車停止的資料。圖 4.3(a)及圖 4.3(b)上，可以看出 3 種取樣筆數的加速儀速度趨勢和 GPS 速度的趨勢相似，而且從表 4.2 中，也可看出三種取樣筆數的速度的 RSS 值相當的接近，相差最大的也只有 0.8 公尺/秒，故判定 3 種取樣筆數的結果大致相同，但為可較快求得 bias 值修正量，吾人採用 3 秒的取樣筆數。

表 4.2 取樣筆數和其速度 RSS 值

| RSS (m/s)<br>筆數 | C0227 | C02272 |
|-----------------|-------|--------|
| 3 秒             | 0.74  | 1.14   |
| 5 秒             | 1.57  | 0.84   |
| 10 秒            | 1.25  | 0.66   |

#### 4.4 汽車直線前進實驗結果分析與討論

實驗資料為<C0227> ~ <C02275>，共五次實驗資料。<C0027>與<C02272>的加速儀為水平放置，無重力影響。而<C02273>與<C02274>的加速儀則呈 15 度角放置，有重力影響，產生約 2.8 公尺/秒的 bias 值。<C02275>則是在實驗時，將加速儀輪流放置在水平位置與 15 度傾角的位置，以觀測 bias 大幅變化的情況。

圖 4.2 為 GPS 絕對速度變化及加速儀速度變化的速度值比較圖，實驗資料為<C0227>，此時加速儀量測值未經修正。從圖上可清楚的看出，加速儀量測積分得到的速度，明顯受到 bias 值的影響，使整個圖形有偏移的趨勢。0~12 秒間有一偏移趨勢，12 秒以後又有另外一種趨勢，造成這兩種趨勢的原因為 0~12 秒時汽車的排檔為 N 檔(空檔)，而 12 秒以後則轉為 D 檔(前進檔)，故可判定在換檔後汽車的引擎震動大幅的傳到加速儀上，使得儀器的加速度受到干擾，進而影響 bias 值。因此往後在討論時，將從 12 秒之後開始，以便整個系統是處於相同狀況的載具中。

以最小平方法，將實驗資料<C0227>、<C02272>、<C02273>及<C02274>中 86 秒的資料，以每 3 秒的量測資料估出一筆 bias 值 (Eq(3.1.3))，然後將之代入修正加速儀量測到的加速度資訊，得到單軸加速

儀修正後速度。單軸加速儀速度與 GPS 速度比較後的 RSS 在 0.03 公尺/秒~0.12 公尺/秒間，位置的 RSS 值 0.03 公尺~0.07 公尺間，顯示經修正後的結果可令人接受，bias 值的估測相當的準確，且 bias 值的變動情形固定在同一個區間內，不會變動到另一區間。從表 4.3 中可看出，4 次實驗的 bias 值，其 RMS 值約在 0.16 公尺/秒~0.24 公尺/秒間，其跳動變化的範圍相當固定且微小，故在此嘗試以估測 bias 值的前兩項平均來修正之後的加速度，預估其速度情況，且由此可知，當角度變化造成重力影響加速度時，最小平方法可將變化的情況估測出來，因此藉由陀螺儀量測角度用以修正重力值影響，就比較不重要，故不考慮陀螺儀資訊。

表 4.3 bias 值的 RMS 值與 mean 值

|      | <C0227> | <C02272> | <C02273> | <C02274> |
|------|---------|----------|----------|----------|
| mean | -0.23   | -0.18    | 2.74     | 2.78     |
| RMS  | 0.24    | 0.16     | 0.24     | 0.16     |

在 <C0227>中，首先將估測的第一筆及第二筆 bias 值取平均，約為 -0.18 公尺/秒，取平均的目的在增加筆數用於加強對雜訊的修正，爾後以此 bias 值對全部資料作修正預估的動作，從圖 4.3(c)中可看出，在 1~51 秒間，速度的 RSS 為 0.82 公尺/秒，雖然較之前的誤差值大，但其結果尚在可接受範圍內，而在 52~86 秒間，速度的 RSS 為 2.14 公尺/秒，明顯看出誤差變大，有可能是之前估測的 bias 值不能完全消除 bias 的影響而有些許的誤差，以至於隨時間增長慢慢的顯現出來，也有可能受到其他的擾動而造成，例如：車經過坑洞受到的震動影響等等。

在修正上述所用方法的誤差，本研究採用三種修正方式，(1)速度差限制：當單軸加速儀修正後速度和 GPS 速度相差超過某一定值，如 1 公尺/

秒或 2 公尺/秒等等，即重新輸入 GPS 速度為加速儀的積分初始值，但 bias 值固定在 -0.18 公尺/秒。(2)速度差限制加 bias 值修正：跟速度差限制相似，但在 bias 值方面做修正。(3)速度差限制加最小平方法估算 bias 值：跟速度差限制相似，但以最小平方法修正 bias 值。

#### 4.4.1 速度差限制

為增加導航的精確性，當加速儀經修正積分後的速度和 GPS 的速度相差超過 1 公尺/秒時即做修正。修正的方法為當速度差超過 1 公尺/秒時，重新輸入當時的 GPS 速度為初始值，而 bias 值則不做任何修正，維持在 -0.18 公尺/秒。

圖 4.3(d)為其結果，一共經過 7 次的修正，RSS 值平均為 0.61 公尺/秒左右，位置全段 RSS 值為 2.81 公尺，從圖上可以清楚看出單軸加速儀速度和 GPS 速度的線形極為相近，加速、等速及減速部分的趨勢也相當接近，故吾人覺得在此找到的 bias 值跟正確的 bias 值相差不遠，因此雖然說因為 bias 值不夠極精確，會有誤差，而導致在積分速度時會隨時間增長而累積，進而影響精度，但只要適時的修正初始值，所積分出來的速度精度是可以接受的。

但如果條件允許，要求的精度不需要這樣高，速度差的限制在 1 公尺/秒似乎有點小，因為只要有稍微的擾動就很容易超過這個範圍限制，而需在短時間內不斷做更新的動作，而影響到導航的即時性，因此將速度差的限制從 1 公尺/秒放大到 2 公尺/秒，看其精度變化如何。

圖 4.3(e)為其結果，共做 2 次修正，分別在第 24 秒及第 50 秒時，將 GPS 速度輸入為單軸加速儀積分的初始值，RSS 值平均為 1.00 公尺/秒左右，位置 RSS 值為 8.58 公尺。精度雖然較差，但尚在可接受的範圍，且其需修正的次數減少，在 GPS 暫時失效時，可延長加速儀單獨使用時間。

速度差為 3m/s 時，RSS 平均為 1.20 公尺/秒左右，位置 RSS 為 13.86 公尺，精度稍差但所需修正計算次數則更少，只需一次，在第 56 秒時，重新輸入 GPS 速度為積分初始值即可。在導航精度的要求容忍度很大時即可使用此簡易的方法來做地面載具的導航修正方法。

#### 4.4.2 速度差限制及 bias 值修正

是引用上述的速度差限制規則，但在 bias 值部分則不再固定。

而新的 bias 值為：

$$\text{新 bias 值} = \text{舊 bias 值} + 0.15 * \text{速度差} \quad (4.3.1)$$

其中：

速度差：單軸加速儀的速度和 GPS 速度得差值

而倍數 0.15 則是因為舊的 bias 值和使用最小平方法估測出較精準的 bias 值的差值，約為速度差的 0.1~0.2 倍間，經嘗試後吾人選擇 0.15 為倍數。

在速度差限制為 1 公尺/秒時，速度的 RSS 平均為 0.67 公尺/秒，修正次數為 9 次，位置的 RSS 為 3.58 公尺。和之前的結果，速度 RSS 值為 0.61 公尺/秒，位置 RSS 值為 2.81 公尺，修正次數 7 次相比較發現，結果大致相同，似乎沒有改善的功效，在此吾人研判在之前所估測的 bias 值已達到相當接近的程度，而誤差可能是極小的 bias 值差值或其他因素引起的，因此在這種情況下，去修正 bias 值反而沒有任何較大的成果。而速度差限制為 2 公尺/秒時，RSS 平均為 1.11 公尺/秒，修正次數為 4 次，位置的 RSS 值為 4.50 公尺，速度差限制為 3 公尺/秒時，RSS 平均為 1.35 公尺/秒，修正次數 2 次，位置的 RSS 為 12.83 公尺，速度差限制為 2 公尺/秒和 3 公尺/秒的結果也跟速度差限制的結果，速度差限制 2 公尺/秒，速度 RSS 值 1.00 公尺/秒，位置的 RSS 值為 8.58 公尺，速度差限制為 3 公尺/秒，速度 RSS

值 1.20 公尺/秒，位置的 RSS 值為 13.86 公尺，大致相同。

#### 4.4.3 速度差限制及最小平方法估算 bias 值

實驗資料為<C02275>，圖 4.3(f)為最小平方法所估測的 bias 值，在 90 ~ 170 秒間及 220 ~ 300 秒間，吾人將加速儀傾斜 15 度角，使得加速儀因重力的影響，有 2.50 公尺/秒左右的 bias，則在位於 85 秒 ~ 95 秒、165 秒 ~ 175 秒、215 秒 ~ 225 秒及 375 秒 ~ 385 秒間估測 bias 值時，如果使用速度差限制加修正 bias 值方法修正加速儀，如圖 4.3(g)，則需很密集使用速度差限制加 bias 值的方法去修正更新才有辦法達到其所需要的 bias 值，因此在這吾人寧願犧牲一點時間，重新用 LS 方法估算出他較真實的 bias 值，用以估算較正確的速度，如圖 4.3(h)。速度差限制加修正 bias 值方法修正 8 次共需 8 秒，速度的 RSS 值為 0.95 公尺/秒，位置的 RSS 為 6.8 公尺，速度差限制加最小平方法估測 bias 值的方法則只需重新估算一次，但也需 6 秒，速度的 RSS 值為 0.74 公尺/秒，位置的 RSS 值為 6.5 公尺，從以上結果可知，速度差限制加最小平方法估測 bias 的方式，在 bias 值有大幅度的變動時，可較為穩定且精準的估測出 bias 值，而有效的修正加速度，獲得較準確的速度。

#### 4.5 輕航機直線平飛前進實驗結果分析與討論

實驗資料為<F0119>，以最小平方法每 3 秒的資料估測一次 bias 值資料，然後將之修正加速儀量測到的加速度資訊，積分後所得到速度與 GPS 速度相比較，速度 RSS 值為 0.10 公尺/秒，位置的 RSS 值為 0.06 公尺。bias 值的 mean 值為 -5.04 公尺/秒，RMS 值為 0.31 公尺/秒，顯示所估測的 bias 值相當準確。

圖 4.3(i) 為其估測的 bias 值，可從圖上看出空中載具的 bias 值似乎有

使圖形偏移的斜率，嘗試估測 bias 值斜率。而在估測時以 3 秒、5 秒、10 秒、20 秒、30 秒及 40 秒等不同多寡的筆數去估算它(Eq(3.1.4))，以期得到較正確的結果。結果如表 4.4，可從表中看出，當取樣的筆數越多時，所估測出來的斜率值有越小的趨勢，超過 10 秒後則固定在  $10^{-3}$  大小左右，由此吾人判斷 bias 值的斜率約在負 0.008 公尺/秒大小左右，而在 3 秒和 5 秒取樣筆數所估測出來的 bias 值斜率，可能是由於取樣筆數太少，將其他的影響，如攻角的變化、機體震動等等，當作 bias 值的斜率估測而成的，故為不正確的結果。

而 bias 值斜率值約為負 0.008 公尺/秒和真正的 bias 值變化值相比相當的小，故在考慮修正 bias 值時，暫時將 bias 值斜率併入 bias 值中一起考慮。

表 4.4 取樣數和 bias 值斜率關係表

| 取樣筆數 | bias 值斜率(m/s <sup>3</sup> ) |
|------|-----------------------------|
| 3 秒  | 0.0784                      |
| 5 秒  | -0.0392                     |
| 10 秒 | -0.00784                    |
| 20 秒 | -0.01176                    |
| 30 秒 | -0.00392                    |
| 40 秒 | -0.01176                    |

回到圖 4.3(i)，雖然說在這段的資料上 bias 值的 RMS 值跟在汽車上的 RMS 值相差無幾，但明顯的可由圖上看出它的跳動區間由上方往下移動約 0.3 公尺/秒，由此可看出，飛機上加速儀的 bias 似乎受到其他擾動的影響，比如說：攻角引進重力影響等，而使得其 bias 變化的範圍較大，因此將前

面三個速度差的規則引進修正。

#### 4.5.1 速度差限制

圖 4.3\_(j) 速度差為 1 公尺/秒，其速度的 RSS 值為平均約為 0.7 公尺/秒，修正次數為 9 次，位置的 RSS 值 12.34 公尺。雖然說吾人可利用速度差規範將速度拉回而得到較好的精度，但很明顯看出，在第 15 秒後速度均是很快的往上攀升，而不是跟 GPS 速度呈現相同的趨勢。因此在此種情況下只要 GPS 失效，加速儀將在不久後失去其導航的能力，無法較長時間擁有單獨導航的精度。速度差為 2 公尺/秒，其 RSS 值為 1.1 公尺/秒，位置的 RSS 值為 20.76 公尺，如圖 4.3(k)，速度差為 3 公尺/秒時，其 RSS 值為 1.8 公尺/秒左右，位置的 RSS 值為 37.19 公尺，如圖 4.3(l)，也均呈現相同的狀況，速度在修正至 GPS 速度後，還是快速往上攀升，跟 GPS 速度的趨勢不相吻合，無法顯示正確的速度，在此，吾人判斷可能跟上一節討論到的，bias 值跳動的範圍較大有關，因此嘗試以第二種方法，亦即速度差加 bias 值修正的方法來嘗試修正加速儀的誤差。

#### 4.5.2 速度差限制及 bias 值修正

圖 4.3(m) 為運用在輕航機上的結果，速度差限制為 1 公尺/秒時，RSS 值平均為 0.53 公尺/秒，位置的 RSS 為 6.32 公尺，修正次數為 2 次，分別在第 20 秒及第 31 秒時，可清楚的看出，bias 值在經過兩次的修正後，即可較為正確的修正其誤差，而使得後半段的線型跟 GPS 速度的線型較為相近。速度差限制為 2 公尺/秒時，RSS 平均為 0.75 公尺/秒，位置的 RSS 為 9.63 公尺，修正次數為 2 次。速度差限制為 3 公尺/秒時，RSS 平均為 1.09 公尺/秒，位置的 RSS 為 10.14 公尺，修正次數為 3 次，和只有速度差限制的修正結果比較，速度差 1 公尺/秒，速度 RSS 值為 0.7 公尺/秒，位置的



RSS 值為 12.34 公尺，速度差 2 公尺/秒，速度 RSS 值為 1.1 公尺/秒，位置的 RSS 值為 20.76 公尺，速度差 3 公尺/秒，速度差 1.8 公尺/秒，位置的 RSS 值為 37.19 公尺，且其趨勢均因 bias 修正較差而均有線型往上竄升情況，由此可見，加速儀如果運用在一些可能會因為外在因素而使其 bias 的跳動範圍較大的載具，如輕航機時，運用此種方法可以在即短時間內調整初始值並修正 bias 大小，而使得單軸加速儀快速的回復到可接受的導航精度內，協助載具的導航。但若 bias 有很大的變化時，雖然說還是可以修正到所需求的精度，但卻需要較長時間的不斷修正更新，才有辦法達到要求的精度，因此在這種情況下吾人寧願犧牲一點計算時間，重新使用 LS 方法，在這個地方重新估算一次 bias 值。

#### 4.5.3 速度差限制及最小平方法估算 bias 值

以速度差限制加最小平方法修正後，速度的 RSS 值為 0.57 公尺/秒，位置的 RSS 值為 3.45 公尺，修正次數為 4 次，和 4.5.2 節所用的方法修正結果，速度的 RSS 0.53 公尺/秒，位置的 RSS 值 6.32 公尺，修正次數為 2 次的結果，相差不大，不需要像實驗<C02275>，需要在短時間內連續不斷的更新修正，才可得到良好的 bias 值。吾人判定是由於 4.5.2 節的方法，可將 bias 在 0.3 公尺/秒左右的跳動快速的修正回來，而較大的跳動，像實驗<C02275>，變動在 2.5 公尺/秒左右，則需短時間內，連續不斷更新修正才行。

## 第五章 結論與建議

### 5.1 結論

- (1) 加速儀的 bias 值本身不具有飄移的現象，但可能會因受到較大的雜訊或者震動等等的影響，而改變儀器當時的狀況，產生另一新的 bias 值，以至於必須更新修正值。
- (2) 以汽車為載具的實驗中，以速度差限制與以速度差限制加 bias 值修正的速度及位置的 RSS 值，均相差不大，速度的 RSS 值差值在 0.06 公尺/秒~0.15 公尺/秒以內，位置的 RSS 值相差在 4 公尺以內，由此可知，加速度以汽車為載具時，其 bias 值變動不大，可用一 bias 值，做長時間修正。
- (3) 以輕航機為載具的實驗中，以速度差限制和以速度差限制加 bias 值修正所得之速度和位置的 RSS 值中，速度的 RSS 值由 0.7 公尺/秒減為 0.53 公尺，1.1 公尺/秒減為 0.75 公尺/，1.8 公尺/秒減為 1.09 公尺/秒，位置的 RSS 值則由 12.34 公尺減為 6.32 公尺，20.76 公尺減為 9.63 公尺，37.19 公尺減為 10.14 公尺，由此可知，加速儀的 bias 值有明顯的變動情形，但本研究中的 bias 值修正法可以有效的修正，得到良好的導航精度。
- (4) 當受到劇烈的震動或傾斜的影響，而造成 bias 值有大幅度的變動時，速度差加 bias 值修正法可逐步的將其修正到與 LS 方法所估測到的 bias 值相近，但由於是逐步往上或往下的修正，需時較久，也有可能在某一步中受干擾而影響其修正值，故在此值可直接使用 LS 方法估測 bias 值，可較省時且較精準。

- (5) 在文獻[9]中，他利用 GPS 資訊以及用編碼器(encoder)量測車子速度，再和 INS 訊息一起進入濾波器中估測運算，在兩分鐘內，速度誤差修正在約 0.35 公尺/秒內，較我們的精度，速度誤差在 1 公尺/秒左右為好，但我們只需簡單的單軸加速儀、價廉輕巧的 GPS 接收儀以及較短的運算時間即可完成修正。

## 5.2 建議

- (1) 綜合以上的結論，建議可將加速儀運用在垂直高度方面，經修正後，可積分出精確的速度及位置，用以取代 GPS 在垂直高度方面的定位。
- (2) 在輕航機導航方面，使用單軸的 INS，只能運用在平飛狀態，無法將全部的情況考慮，因此建議在做輕航機實驗時，至少使用兩軸以上的 INS。
- (3) 建議在實驗進行中，寫出實驗日誌，用以判斷整個系統是受何種因素影響，進而排除之。

## 參考文獻

- [1] International Civil Aeronautical Organization, Working Paper, A32-WP/59 , 1998
- [2] RTCA Special Committees、Working Groups for CNS/ATM，工作報告，SC-159, 2000
- [3] [http://www.rssi.ru/SFCSIC/SFCSIC\\_main.html](http://www.rssi.ru/SFCSIC/SFCSIC_main.html)
- [4] <http://www.galileosworld.com>
- [5] Wells, D., Guide to GPS Positioning, Canadian GPS Associates, 1996.
- [6] Brown, A., “Extended Differential GPS”, Navigation, Vol.36, No.3, Fall, 1989.
- [7] <http://www.gpsworld.com>
- [8] <http://www.trimble.com>
- [9] Tang, W.,”GPS and Trends in Modern Navigation Technology”, Workshop, Taipei, Taiwan, March 22-24, 1994.
- [10] Dougherty, J. J., El-Sherief, H. and Hohman, D. S., Use of The Global Positioning System for Evaluating Inertia Measurement Unit Errors, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.17, No.3, May-June 1994.
- [11] Arshal, G., “Error Equations of Inertial Systems”, Journal of Guidance, Navigation and Dynamics, Vol.10, No.4, pp.351-358., 1987.
- [12] K. P. Schwarz, 宋真坦，余水倍，鄧元正(1990)，全球定位系統與慣性導航研討會專集，中正理工學院。
- [13] S. Sukkarieh, E. M. Nebot, and H. Durrant-Whyte, “A high integrity IMU/GPS navigation loop for autonomous land vehicle applications,” IEEE Trans. Robot. Automat., vol. 15, pp. 572–578, June 1999.

- [14] 莊智清，黃國興，”電子導航”，全華出版社 2001
- [15] Wei, M. and Schwarz, K. P. (1990a), Testing a Decentralized Filter for GPS/INS Integration, Proceedings of the IEEE PLANS 1990.
- [16] 曹國暘(1993)，多感測器導航之分散式擴展卡爾曼濾波方法，碩士論文，國立成功大學航空太空工程研究所，台南。
- [17] Gamini Dissanayake, Salah Sukkarieh, Eduardo Nebot, and Hugh Durrant-Whyte, ” The Aiding of a Low-Cost Strapdown Inertial Measurement Unit Using Vehicle Model Constraints for Land Vehicle Applications”, IEEE TRANSACTIONS ON ROBOTICS AND AUTOMATION, VOL. 17, NO. 5, OCTOBER 2001
- [18] Lin, C. F., Modern Navigation, Guidance, and Control Processing, Prentice Hall, 1991.
- [19] 陳進忠(2000)，GPS 都卜勒觀測值模式化及差分法測試，碩士論文，國立成功大學航空太空工程研究所，台南。
- [20] 陳果夫(2001)，GPS 整合單軸慣性導航系統應用於航空照相，碩士論文，國立成功大學航空太空工程研究所，台南。
- [21] Braasch, M.S., ”A signal Model for GPS , Navigation”, Vol.36 , No.3 , Fall , 1989
- [22] Remondi B.W., ”Using the Global Positioning System(GPS) phase observable for relative geodesy: modeling, processing and results.” Ph.D. Dissertation, University for Space Research, The University of Texas in Austin, 1984

[23] John Micheal Nolan, "Development of A Navigation System Utilizing the Global Positioning System in A Real Time, Differential Mode", Unisurv S-40,1990



圖 3.2(a) Garmin XL25 接收儀與天線



圖 3.2(b) 加速儀與陀螺儀

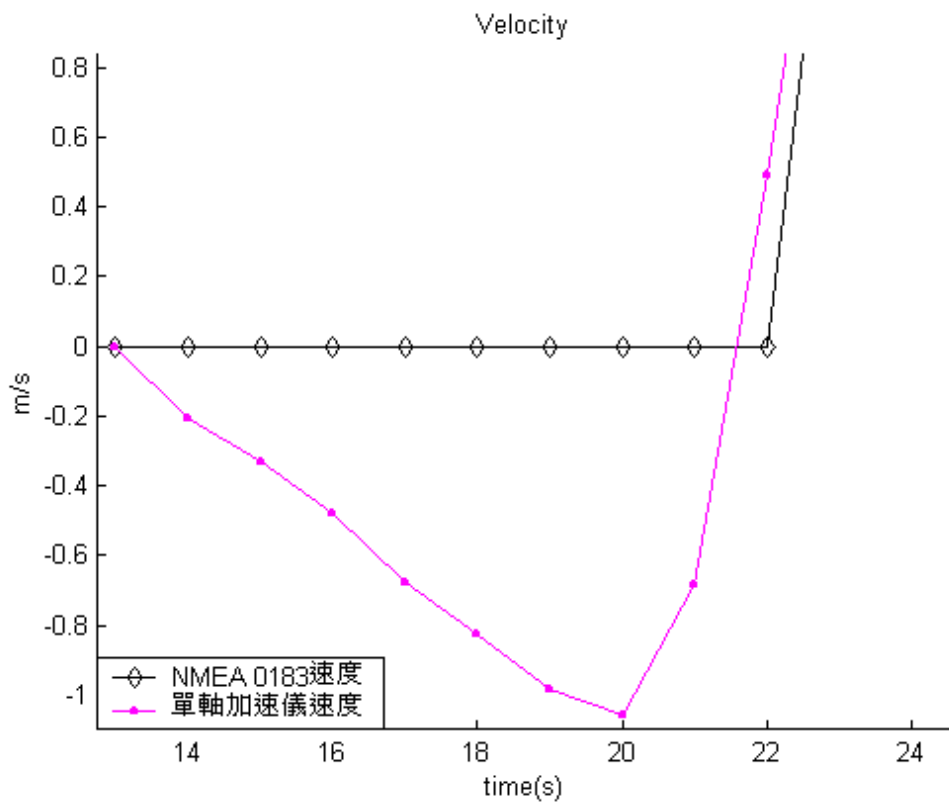


圖 4.1 NMEA 0183 速度及單軸加速儀速度比較圖

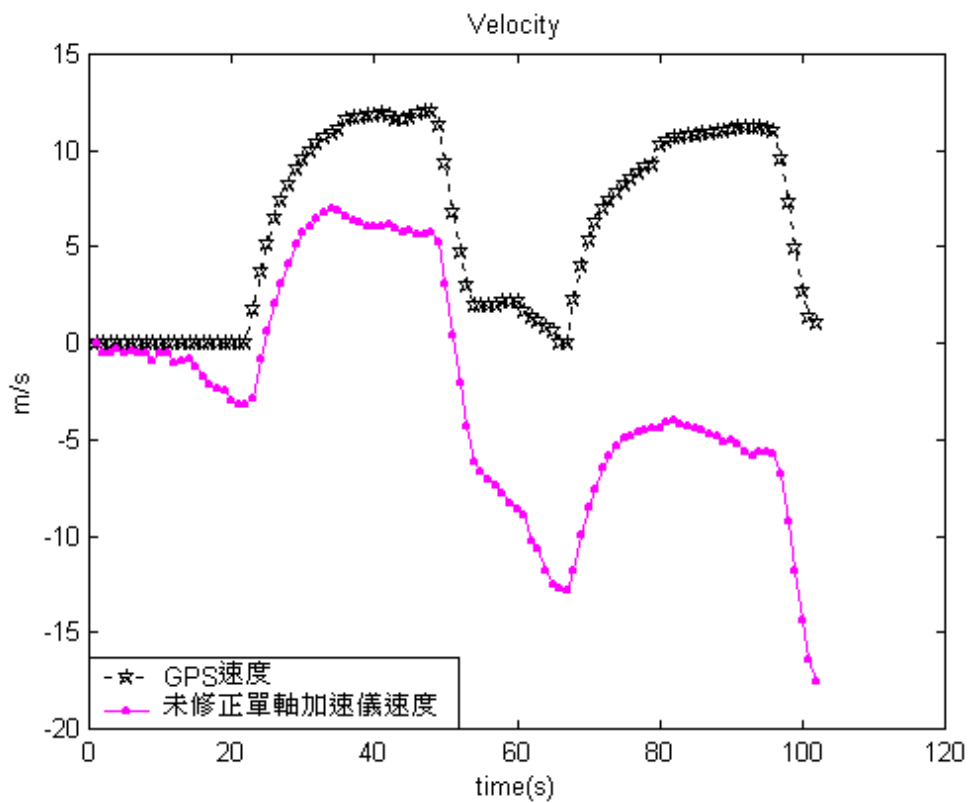


圖 4.2 GPS 速度 & 加速儀未修正值經積分後速度



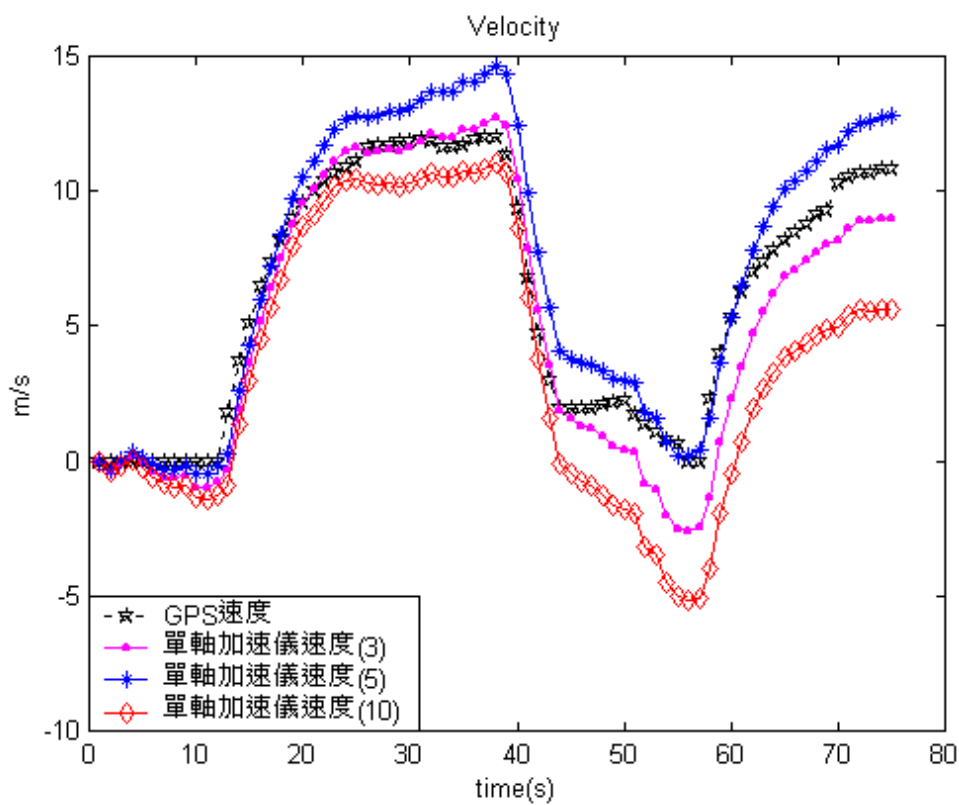


圖 4.3(a) <0227> 資料，3 秒、5 秒及 10 秒取樣比較圖

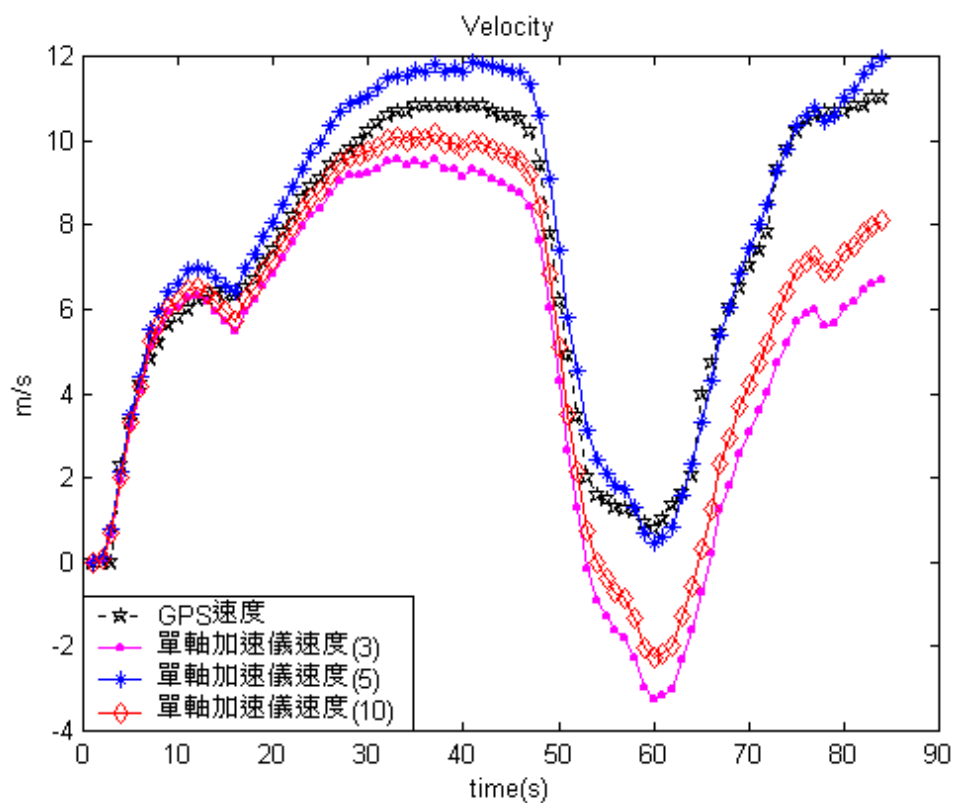


圖 4.3(b) <02272> 資料，3 秒、5 秒及 10 秒取樣比較圖

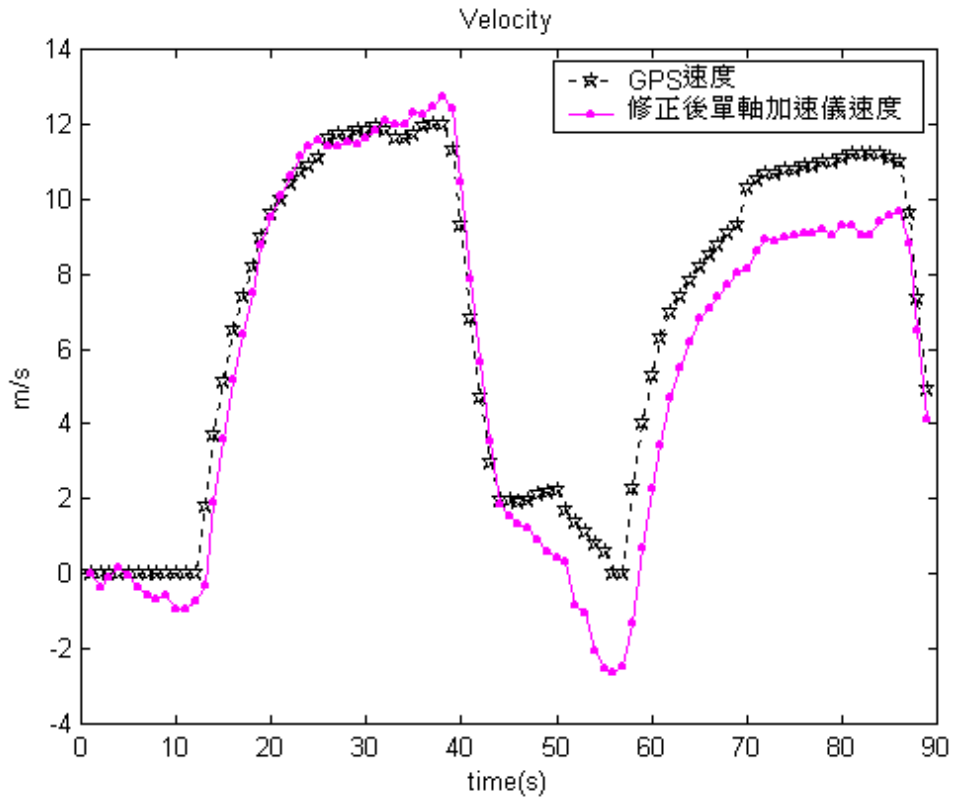


圖 4.3(c) 取第一筆及第二筆 bias 值修正加速儀後的速度與 GPS 速度圖

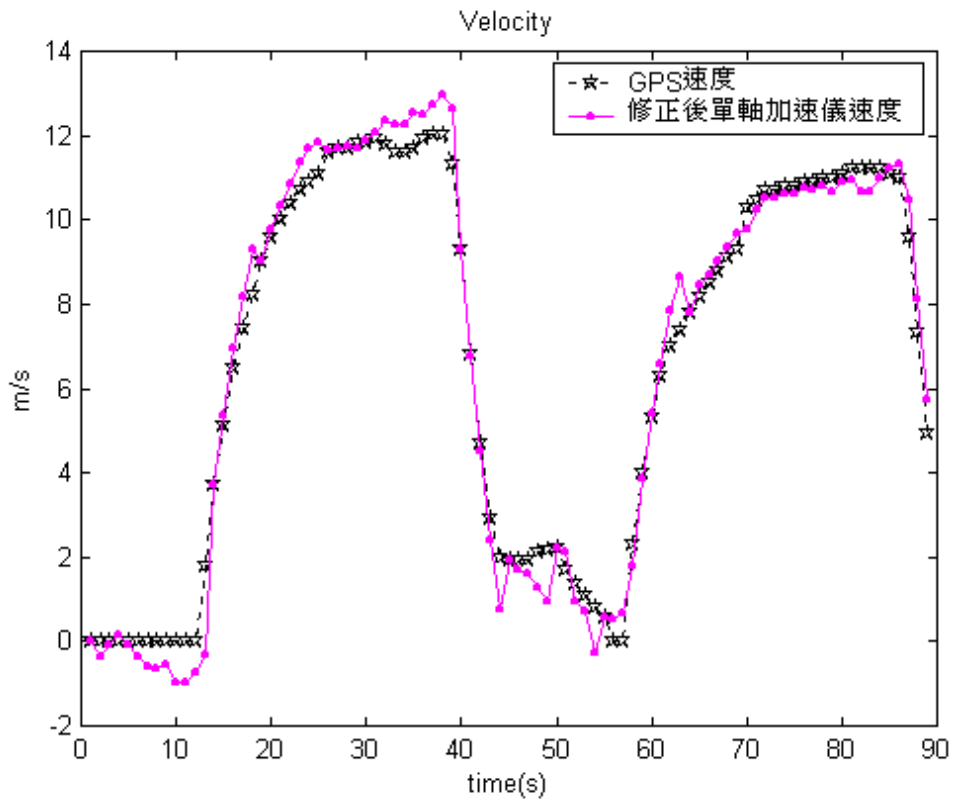


圖 4.3(d) 無量測偏差值修正，速度差限制為 1 公尺/秒(汽車實驗)

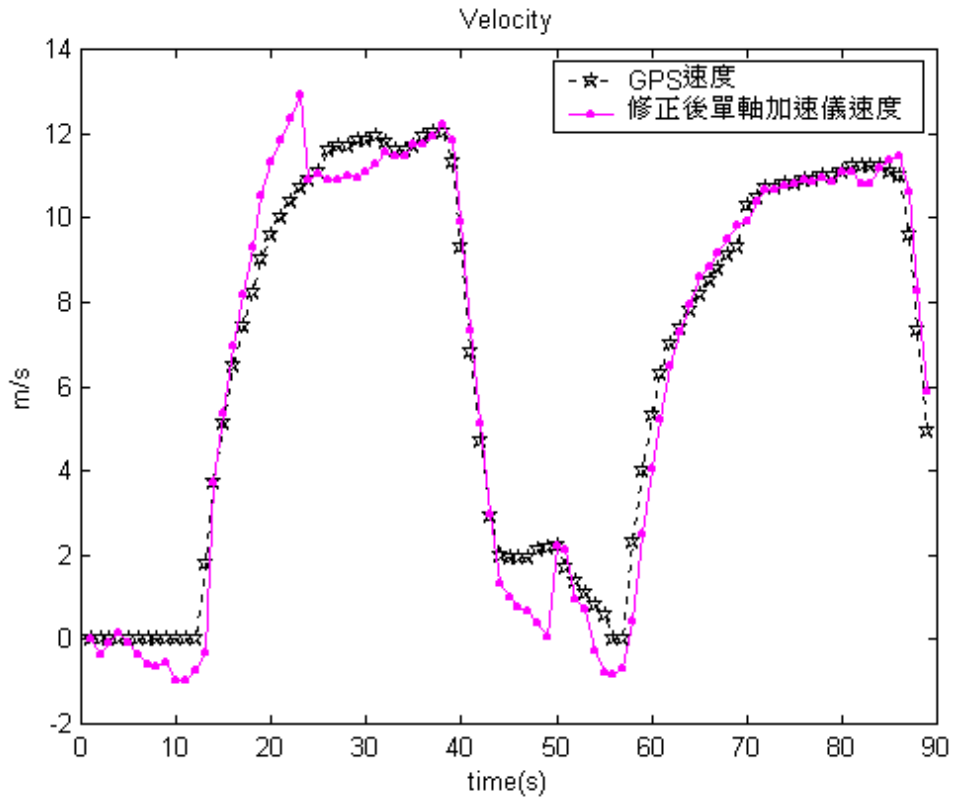


圖 4.3(e) 無量測偏差值修正，速度差限制為 2 公尺/秒(汽車實驗)

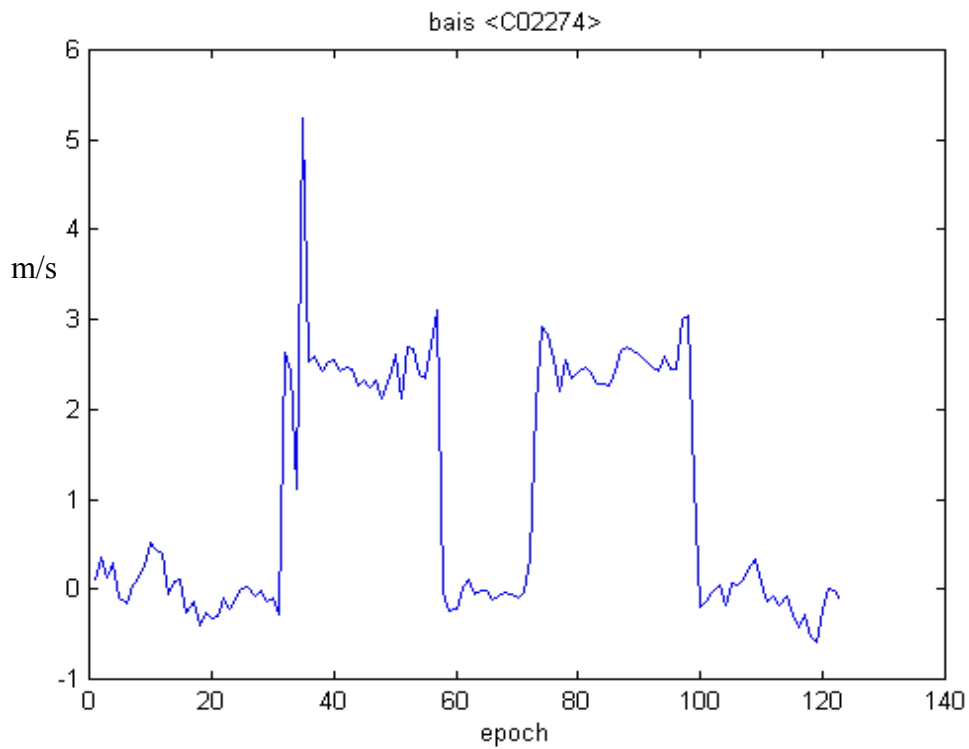


圖 4.3(f) 以 LS 方法估算汽車實驗，每三筆一次所得到的量測偏差值

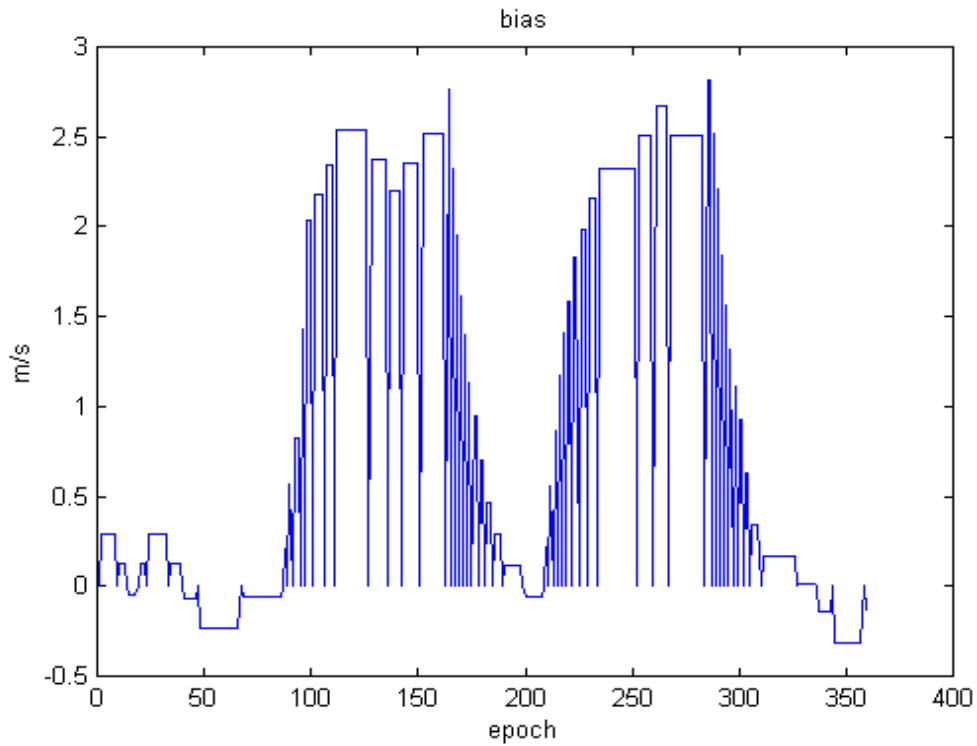


圖 4.3(g) 以速度差修正量測偏差值，速度差限制為 1 公尺/秒的量測偏差值分布圖

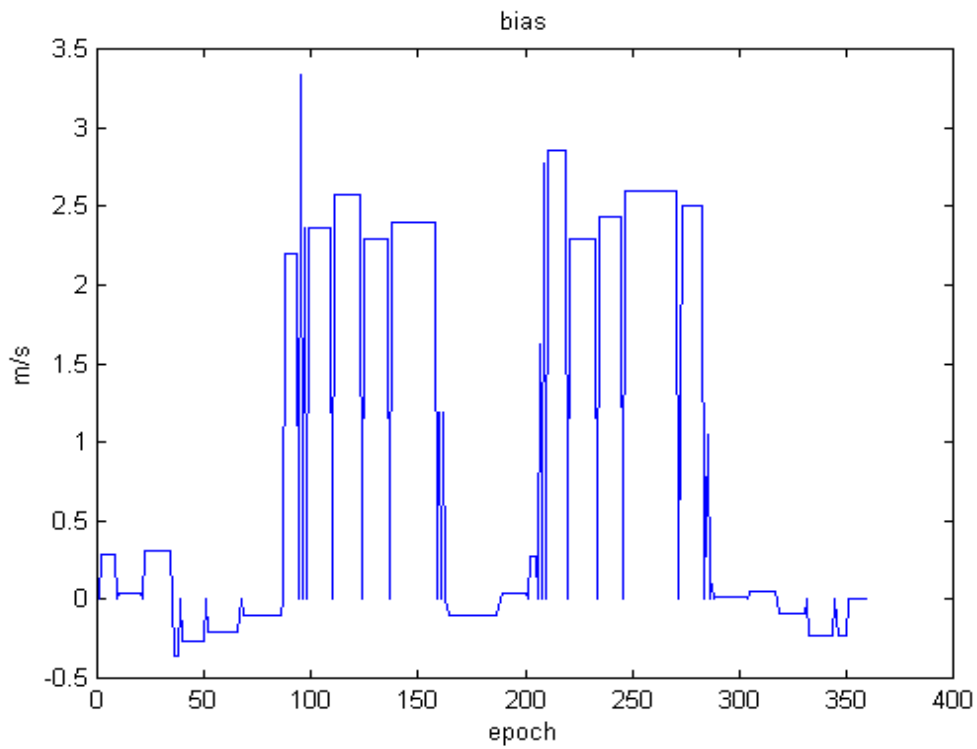


圖 4.3(h) 以最小平方修正量測偏差值，速度差限制為 1 公尺/秒 的量測偏差值分布圖

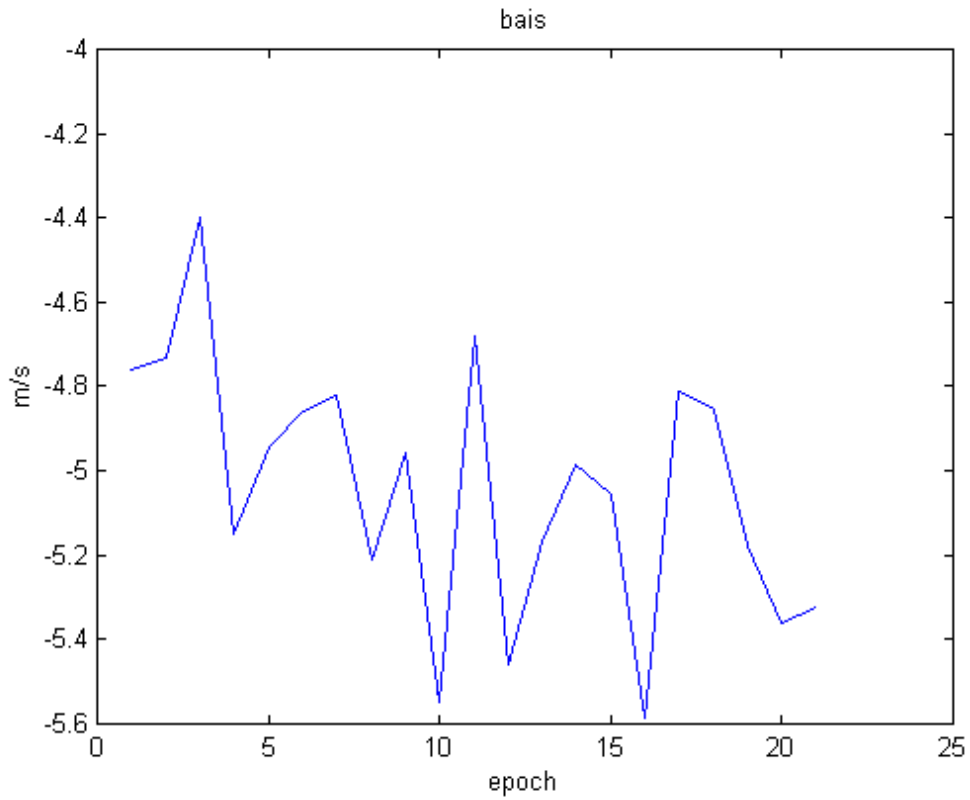


圖 4.3(i) 以 LS 方法估算飛機實驗，每三筆一次所得到的量測偏差值

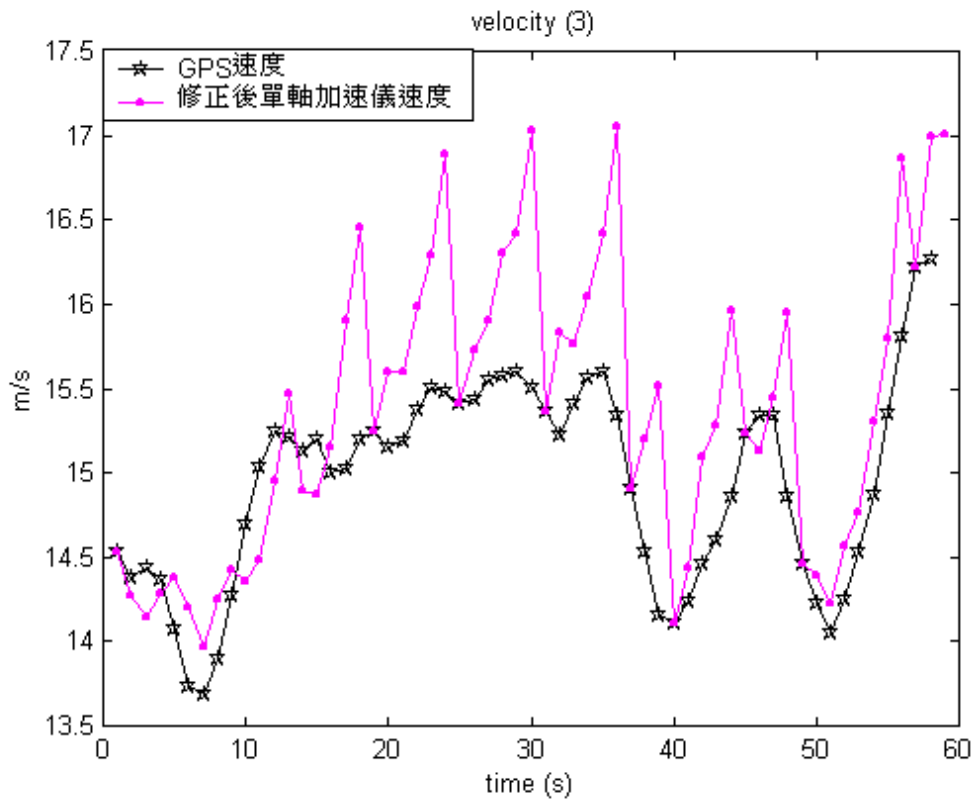


圖 4.3(j) 無量測偏差值修正，速度差限制為 1 公尺/秒(飛機實驗)

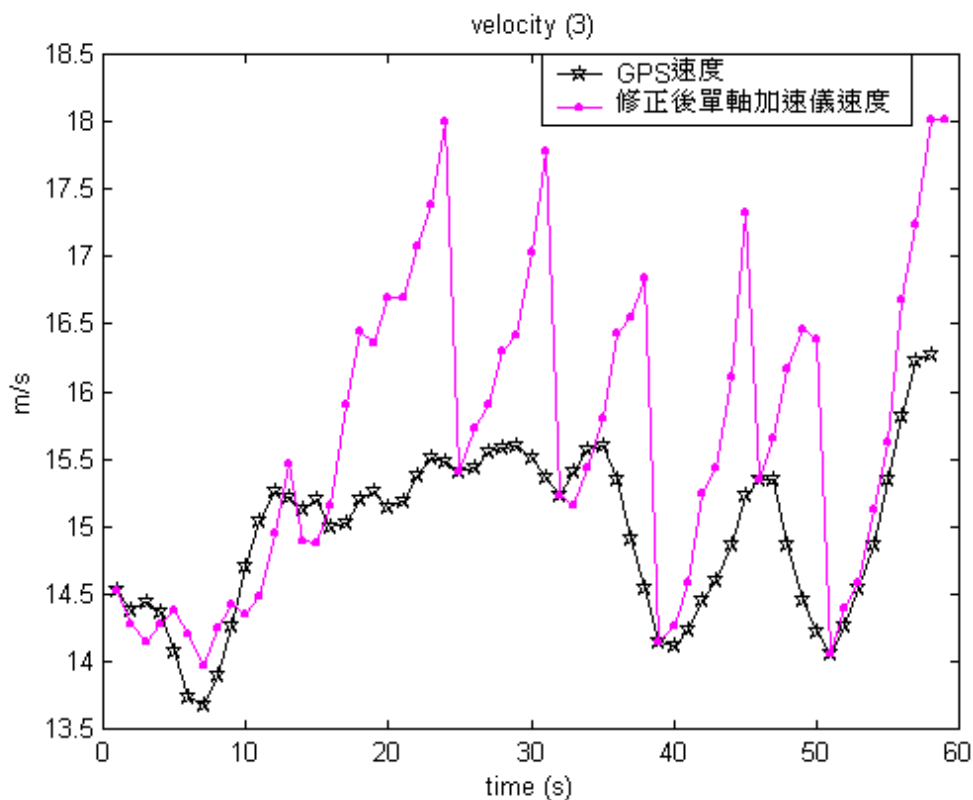


圖 4.3(k) 無量測偏差值修正，速度差限制為 2 公尺/秒(飛機實驗)

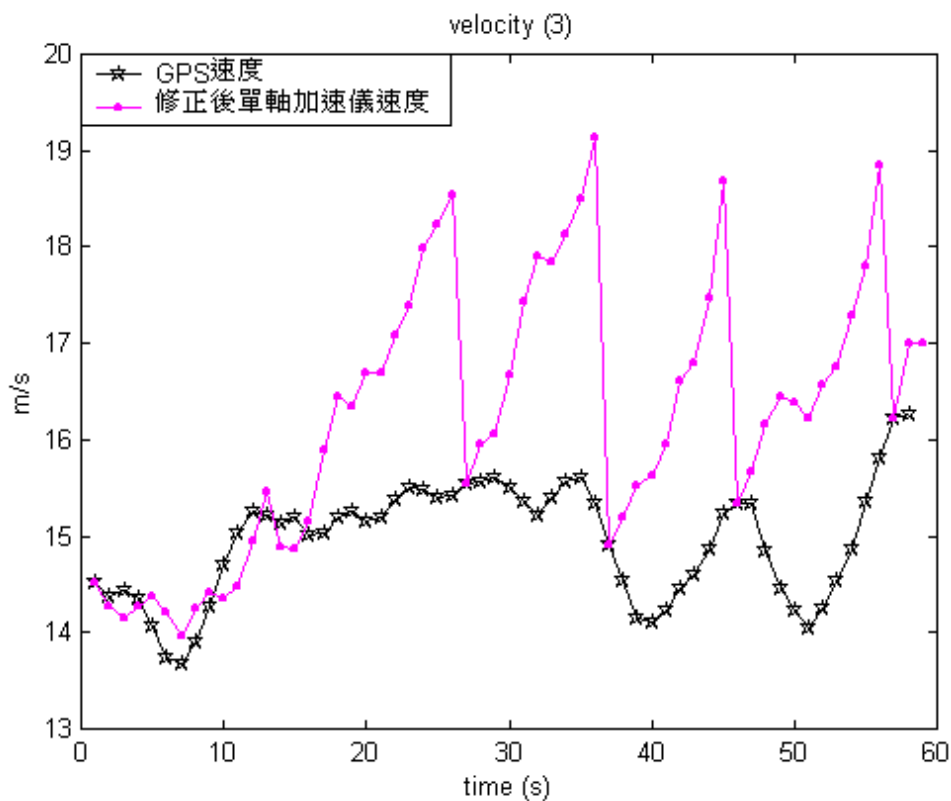


圖 4.3(l) 無量測偏差值修正，速度差限制為 3 公尺/秒(飛機實驗)

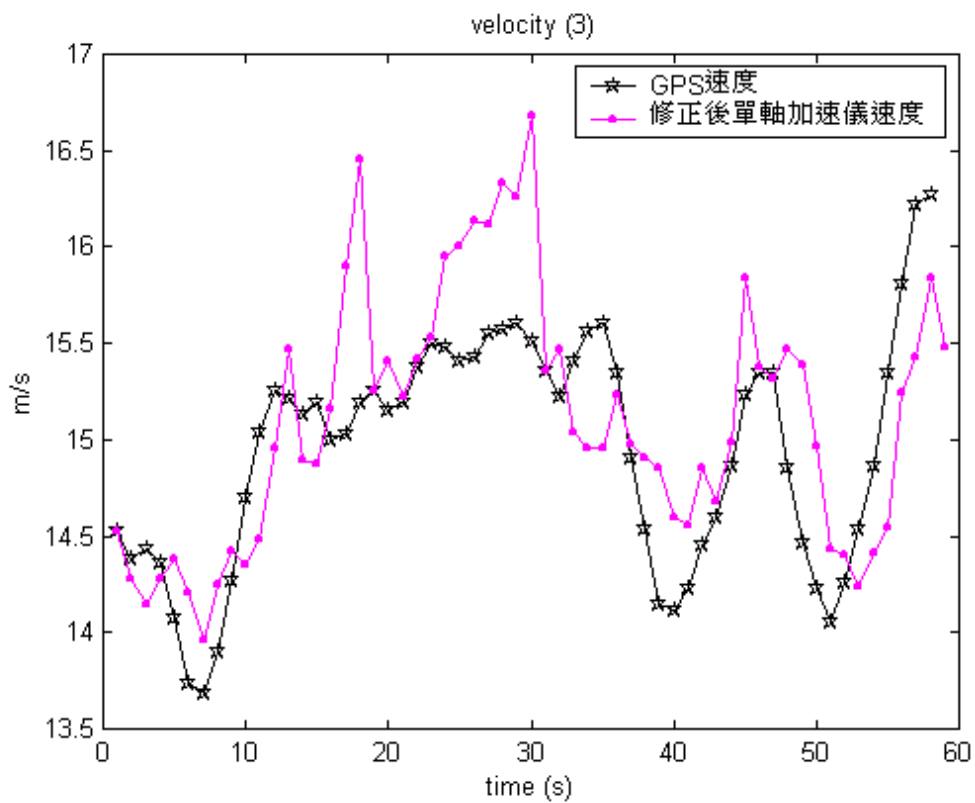


圖 4.3(m) 以速度差修正量測偏差值，並速度差限制為 1 公尺/秒(飛機實驗)

## 自述

名字：曾庭鴻

出生地：高雄市

生日：民國 66 年 5 月 10 日

學歷：高雄市立高雄中學

國立成功大學航空太空工程學系

國立成功大學航空太空工程研究所