

高英高級工商職業學校

Kao Ying Industrial Commercial Vocational High School

教師行動研究（專題製作）報告



側向加速駕駛記錄器

老師姓名： 蔡政龍 老師

科 別： 汽車科

中 華 民 國 103 年 07 月

中文摘要

現今汽車工業不僅著重汽外觀與動力系統的設計，也強調引入先進精密運動控制，達成安全、節能、智慧等趨勢發展。現今行車紀錄系統只有行車速率與影像的功能，無法提供先進運動載具所需的運動狀態分析，因此本研究針對陸用載具運動狀態問題，設計並製作一套易於工程實踐、產品量產、價格合理的動態量測系統，並利用卡爾曼濾波器設計出最佳化控制設計。無陀螺儀式慣性導航系統(Gyro-Free INS)，經由適當之機制組合(Mechanization)，可用以取代傳統 INS 運算獲得載具方向、速度與位置。由於系統誤差(System Error)影響，使得所計算載具之運動狀態誤差對於時間特別敏感。本研究整合六加速儀慣性導航系統與全球定位系統(GPS)，以改善無陀螺儀慣性導航系統誤差；主要研究主題有三，第一，推導系統於切平面座標(Tangent-Plane Coordinate)導航方程式；第二，推導六加速儀慣性導航系統誤差方程式；第三，整合六加速儀慣性導航系統及全球定位系統(GPS)，對載具運動狀態進行估測(Estimation)。經由數值模擬結果，INS/GPS 誤差可降低約兩個級數(Two Orders)，可大幅改善系統導航精度。工程實作上本階段以三加速儀運用於陸用載具，以符易於工程實踐、產品量產、價格合理的市場機制。

目錄

中文摘要.....	i
目錄.....	ii
表目錄.....	iii
圖目錄.....	iv
壹、前言.....	01
一、研究（製作）製作動機.....	01
二、研究（製作）目的.....	01
三、研究（製作）架構.....	02
四、研究（製作）預期成效.....	03
貳、理論探討.....	03
一、微控制簡介.....	03
二、Homework Board簡介.....	03
三、其他感測器原理及應用介紹.....	04
參、專題研究（製作）過程或方法.....	09
一、研究（製作）設備及器材.....	09
二、研究（製作）方法與步驟.....	11
三、研究（製作）製作.....	11
肆、研究（製作）成果.....	18
伍、研究（製作）結論與建議.....	20
一、結論.....	20
二、建議.....	20
參考文獻.....	21

表 目錄

表 1 專題製作使用儀器（軟體）設備.....	09
表 2 專題製作使用儀器（軟體）設備.....	10

圖目錄

圖 1 製作步驟架構圖	02
圖 2 Homework Board 圖	04
圖 3 Homework Board 應用概念圖	04
圖 4 Homework Board 設計概念圖	05
圖 5 紅外線感測器 - TCRT5000 圖	05
圖 6 TCRT5000 紅外線感測模組電路圖	06
圖 7 超音波模組圖	06
圖 8 語音辨識模組圖	07
圖 9 語音撥放模組圖	08
圖 10 雙色 LED 燈(左)LED 警示圖形(右).....	08
圖 11 製作前車身中圖	11
圖 12 前車身正視圖	12
圖 13 前車身側視圖	12
圖 14 後車變速機構仰視圖	12
圖 15 後車變速機構側視圖	13
圖 16 模型組合中圖	13
圖 17 放置 Homework Board 圖	13
圖 18 小型馬達變速機構圖	14
圖 19 搭載動力系統中圖	14
圖 20 線路配線後之半成品圖	14
圖 21 程式撰寫畫面圖	15
圖 22 焊接 LED 警示圖形	15
圖 23 馬達前進和後退之配線測試	16
圖 24 連接喇叭後測試撥放模組是否正常運作	16
圖 25 組裝超音波感測器	16
圖 26 小齒輪箱	17
圖 27 大變速箱圖	17
圖 28 骨架整體圖	17
圖 29 各區塊之功能圖	18
圖 30 LED 警示圖測試圖	19
圖 31 超音波距離測試	19

壹、前言

一、製作動機

現今汽車工業不僅著重汽外觀與動力系統的設計，也強調引入先進精密運動控制，達成安全、節能、智慧等趨勢發展。現今行車紀錄系統只有行車速率與影像的功能，無法提供先進運動載具所需的運動狀態分析，因此本研究針對陸用載具運動狀態問題，設計並製作一套易於工程實踐、產品量產、價格合理的動態量測系統，並利用卡爾曼濾波器設計出最佳化控制設計。

無陀螺儀慣性導航系統(Gyro-Free INS)，係僅由加速儀組成之慣性導航系統。載具運動時，加速儀感測加速度，經由導航方程式運算可獲得載具位置、速度、姿態等資訊。源溯 1967 年 Schuler, Grammatikos, Fegler 三位學者最早提出至少使用九顆加速儀，取代傳統慣性導航系統，計算載具加速度與角速度[1]；至 1994 年 Chen, J. H. 等三位學者為使加速儀數量更精簡，提出六加速儀機制動態方程式[2]。有關全加速儀機制之硬品實現，Kirill Semyonovich Mostov 運用六加速儀理論，設計一組慣性導航機制，並探討誤差對導航影響 [3]。而近年來在六加速儀理論應用上，李守誠教授研究利用六加速儀機制，藉由重力指示，解決初始姿態角問題[4]，並提出六加速儀機制校準(Calibration)方法[5]，以增進導航精度。

由於六加速儀慣性導航系統不同於傳統 INS 無需使用陀螺儀，其優點為具對稱性(Symmetry)，構型簡潔精緻體積小價格便宜，可承受較大 G 值，並可量測高動態目標的位置、速度、加速度及姿態且不受到外界干擾；然缺點是系統誤差較傳統 INS 對時間較敏感，影響導航精度，故長時間使用時其誤差累積將使得系統發散。全球衛星定位系統(Global Positioning System GPS)是利用觀測 GPS 衛星廣播訊號來計算接收者的位置，具有誤差變異量不隨時間而變的特性優點，但 GPS 不適宜高動態、易造成脫鎖且會

受到外在環境及電磁干擾，故不宜直接導航使用；本文將運用卡爾曼濾波器(Kalman Filter)，以前饋補償方式整合六加速儀 INS 與 GPS[6]。

二、製作目的

基於駕駛安全、節約能源與交通管控之綜合訴求，全球各國政府重視陸用載具之先進技術發展，及其所帶來的經濟、安全、都市規效益。隨著高科技產業的快速發展，高科技產品趨向智能化、微型化，所需的效能愈來愈高。目前汽車業者之先進導航技術，多源自航太技術，惟其導入傳統車輛載具時，須強調低成本，容易量產等市場機制。

本研究計分六部分探討六加速儀慣性系統與 GPS 整合於陸用導航上應用，第一，依據 Chen's 六加速儀動態方程式，導入重力及姿態影響，推導出切平面座標系(Tangent-Plane Coordinate)導航方程式；第二，由於系統誤差作用，導航方程式所計算出載具運動狀態含有誤差，因此運用導航方程式推導誤差方程式，可了解系統誤差狀態；第三，透過 GPS 資訊更新，運用卡爾曼濾波器整合，可降低導航誤差，增加導航精度；第四，為驗證整合六加速儀 INS 與 GPS 誤差狀態，將以數值方式模擬 INS/GPS 誤差狀況；第五，依據模擬結果作一討論並歸納結果；第六，將三加速儀完成固裝並以微機電模組完成車用型硬體。

三、製作架構

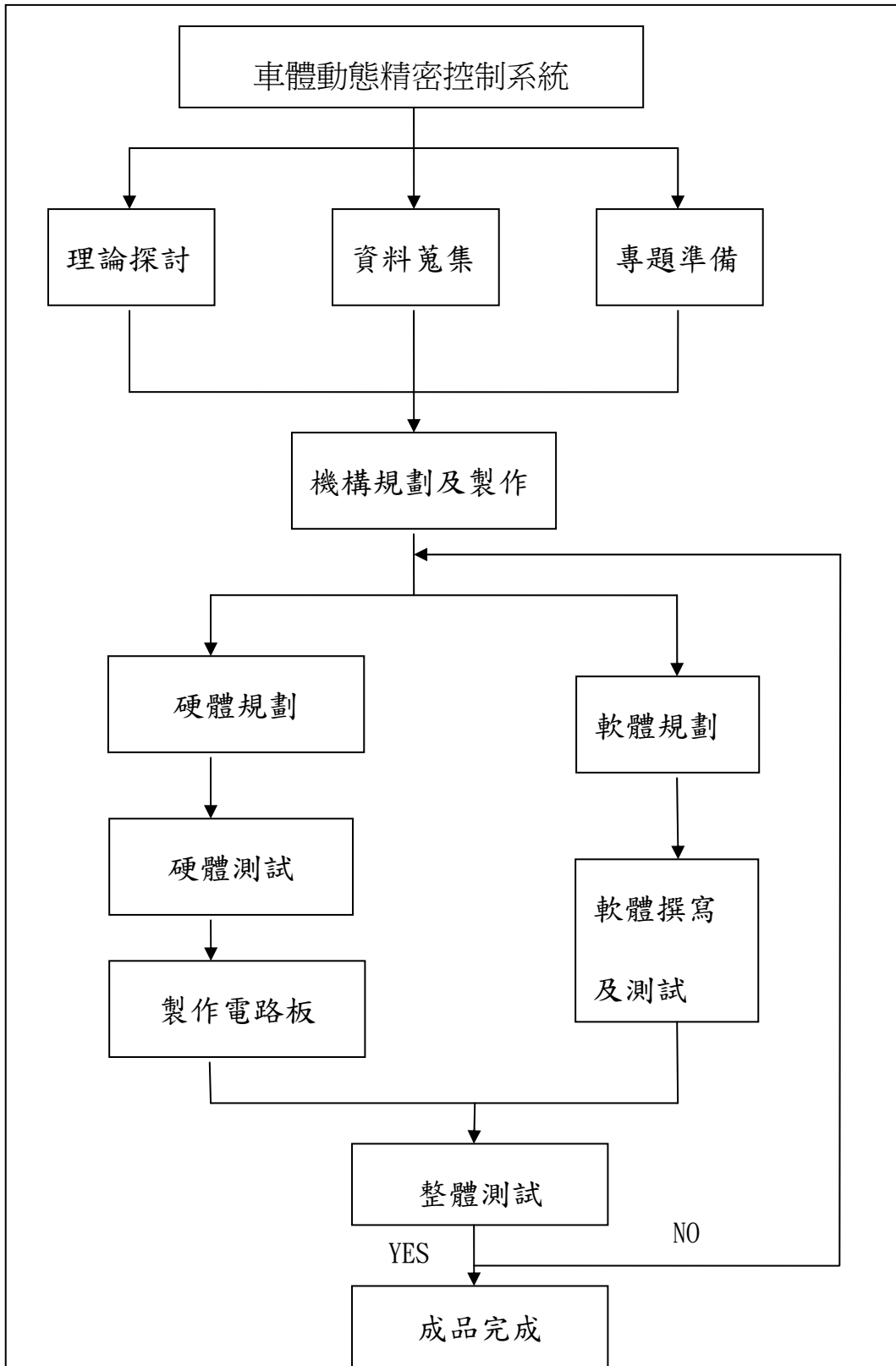


圖1 製作步驟架構圖

四、預期成效

- (一) 可對應用力學有基本概念與學習
- (二) 各項車用導航元件認識與學習
- (三) 學習 GPS 及 INS 之原理與應用
- (四) MATLAB 程式語言之撰寫與原理認知與瞭解
- (五) 結合各項電子元件所構成的電路板構築及製作

貳、理論探討

一、六加速儀機制於切平面座標系導航方程式

慣性導航理論需要精準定義幾種座標系統，本研究將以體座標 (Body-Frame)、慣性座標(Inertial-Frame)及切平面座標(Tangent-Frame)來描述載具運動與慣性座標及切平面座標之關係。慣性座標係定義一座標系相對於恆星沒有任何加速度之座標系統，另體座標用以描述載具滾轉(Roll)、俯仰(Pitch)及偏航(Yaw)方向座標系統，而切平面座標用以描述載具相對於地表運動狀態。

(一)姿態方程式

考慮一六加速儀機制與各座標系之關係如圖1

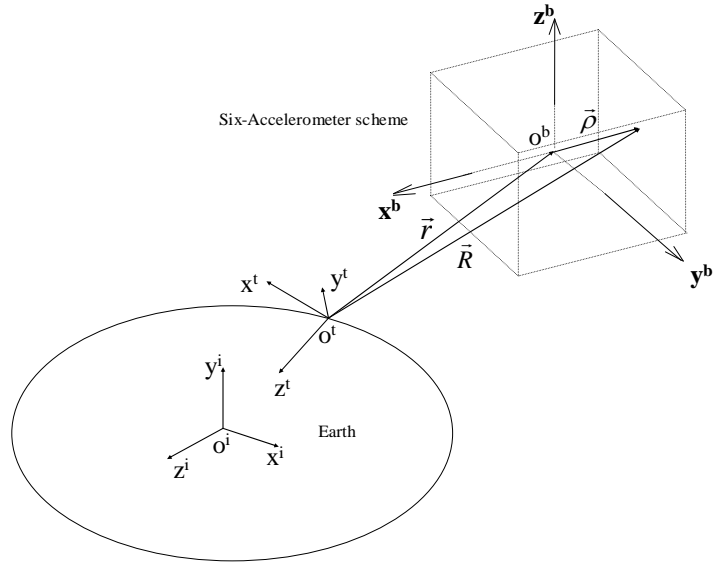


圖1.六加速儀機制與各座標系之關係圖

則體座標系(Body-Frame)與切平面座標系(Inertial-Frame)間轉換矩陣，其方向餘弦導數為[7]：

$$\dot{C}_b^t = C_b^t [\vec{\omega}_{ib}^b \times] \quad (1)$$

其中

$$\vec{\omega}_{ib}^b = \vec{\omega}_{ib}^b - \vec{\omega}_{it}^b \text{ 代入(1)式可得}$$

$$\dot{C}_b^t = C_b^t [\vec{\omega}_{ib}^b \times] - C_b^t [\vec{\omega}_{it}^b \times]$$

上式中 $C_b^t [\vec{\omega}_{it}^b \times] = [\vec{\omega}_{it}^t \times] C_b^t$ ，且 $\vec{\omega}_{it}^t = \vec{\omega}_{ie}^t$ 則

$$\dot{C}_b^t = C_b^t [\vec{\omega}_{ib}^b \times] - [\vec{\omega}_{ie}^t \times] C_b^t \quad (2)$$

(二)位置方程式

由附圖一知載具相對於地表位置向量可以 \vec{r}^t 表示，則相對於慣性座標位置向量可表為

$$\vec{r}^i = C_i^t \vec{r}^t \quad (3)$$

將(3)式中等號兩端相對於慣性座標對時間微分可得

$$\dot{\vec{r}}^i = C_i^i \vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{r}^t + C_i^i \dot{\vec{r}}^t$$

則位置方程式可表為

$$\dot{\vec{r}}^t = \vec{v}^t \quad (4)$$

將(4)式代入上式得

$$\dot{\vec{r}}^i = C_i^i \vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{r}^t + C_i^i \vec{v}^t \quad (5)$$

(三)速度方程式

將(5)式相對於慣性座標再對時間微分，得

$$\ddot{\vec{r}}^i = C_i^i \vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{r}^t + 2C_i^i \vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{v}^t + C_i^i \dot{\vec{v}}^t \quad (6)$$

將(6)式兩端前乘上 C_i^b ；則載具相對於慣性座標加速度以體座標描述，可表為

$$C_i^b \ddot{\vec{r}}^i = C_i^b \vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{r}^t + 2C_i^b \vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{v}^t + C_i^b \dot{\vec{v}}^t \quad (7)$$

由於六加速儀機制係將六顆加速儀設計於一適當配置並安置於航具上，六顆加速儀以其所在不同位置可感測航具運動物理量，經數值運算可解析航具之位置、速度及姿態。令每單位質量之引力(Gravitation)為 \vec{G} ，各加速儀感測方向為 $\vec{\theta}_j$ 、輸出值為 s_j ，其動態方程式可表為

$$\begin{bmatrix} \dot{\vec{\omega}}_{ib}^b \\ C_i^b \ddot{\vec{r}}^i \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} S/\rho \\ T \end{bmatrix} A + \rho \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \omega_y \omega_z \\ \omega_x \omega_z \\ \omega_x \omega_y \end{bmatrix} \quad (8)$$

其中 ρ 為體座標中心 O_b 至各加速儀之距離

$$A = [A_1 \ A_2 \ A_3 \ A_4 \ A_5 \ A_6]^T ; \text{ 且 } A_j = s_j + C_i^b \vec{G}^t \cdot \vec{\theta}_j ;$$

$$S = \frac{1}{\sqrt{2}} \begin{bmatrix} 1 & -1 & 0 & 0 & 1 & -1 \\ -1 & 0 & 1 & -1 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & -1 & -1 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$T = \frac{1}{\sqrt{2}} \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 & -1 & -1 \\ 1 & 0 & 1 & -1 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 1 & 1 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

將(7)式代入(8)式可得

$$C_t^b (\vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{r}^t + 2\vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{v}^t + \dot{\vec{v}}^t) = \frac{1}{2} TA + \begin{bmatrix} \omega_y \omega_z \\ \omega_x \omega_z \\ \omega_x \omega_y \end{bmatrix} \quad (9)$$

將(9)式等號兩端前乘上 C_b^t 可得

$$\vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{r}^t + 2\vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{v}^t + \dot{\vec{v}}^t = \frac{1}{2} C_b^t TA + C_b^t \begin{bmatrix} \omega_y \omega_z \\ \omega_x \omega_z \\ \omega_x \omega_y \end{bmatrix}$$

上式重新整理

$$\dot{\vec{v}}^t = C_b^t \left(\frac{1}{2} TA + \begin{bmatrix} \omega_y \omega_z \\ \omega_x \omega_z \\ \omega_x \omega_y \end{bmatrix} \right) - (\vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{r}^t + 2\vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{v}^t) \quad (10)$$

$$(10) \text{ 式中 } A_j = s_j + C_t^b \vec{G}^t \cdot \vec{\theta}_j$$

其中 s_j 為加速儀輸出值； \vec{G} 為單位質量之引力；今令

$$s = [s_1 \quad s_2 \quad s_3 \quad s_4 \quad s_5 \quad s_6]^T$$

$$g = [C_t^b \vec{G}^t \cdot \vec{\theta}_1 \quad C_t^b \vec{G}^t \cdot \vec{\theta}_2 \quad C_t^b \vec{G}^t \cdot \vec{\theta}_3 \quad C_t^b \vec{G}^t \cdot \vec{\theta}_4 \quad C_t^b \vec{G}^t \cdot \vec{\theta}_5 \quad C_t^b \vec{G}^t \cdot \vec{\theta}_6]^T$$

$$\vec{\omega}^2 = [\omega_y \omega_z \quad \omega_x \omega_z \quad \omega_x \omega_y]^T$$

則(10)式可改寫為

$$\dot{\vec{v}}^t = C_b^t \left(\frac{1}{2} T(s + g) + \vec{\omega}^2 \right) - (\vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{r}^t + 2\vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{v}^t) \quad (11)$$

(四)角速度方程式

由(8)式中可得六加速儀機制角速度方程式為

$$\dot{\bar{\omega}}_{ib}^b = \frac{1}{2\rho} SA \quad (12)$$

由(11)式知 $A = s + g$ 代入(12)式可得

$$\dot{\bar{\omega}}_{ib}^b = \frac{1}{2\rho} S(s + g) \quad (13)$$

二、六加速儀機制誤差方程式

六加速儀慣性導航系統誤差主要包含加速儀原始偏差(Bias)、安裝位置誤差(Location Error)、安裝方向誤差(Oration Error)及計算誤差等，其中原始偏差量、安裝之位置、方向誤差可在實驗室中校準(Calibration)獲得，本研究僅對計算誤差予以探討，並推導誤差方程式。

(一)姿態誤差方程式

由(2)式姿態方程式中計算得方向餘弦矩陣(Direction Cosine Matrix) \hat{C}_b^t

與正確值 C_b^t 間關係可表為[8]：

$$\hat{C}_b^t = (I - [\vec{\phi} \times]) C_b^t \quad (14)$$

令

$$\delta C_b^t = -[\vec{\phi} \times] C_b^t \quad (15)$$

將(15)式代入(14)式整理得

$$\hat{C}_b^t = C_b^t + \delta C_b^t \quad (16)$$

將(16)式代入(2)式；並令 $\hat{\omega}_{ib}^b = \bar{\omega}_{ib}^b + \delta \bar{\omega}_{ib}^b$ ； $\hat{\omega}_{ie}^t = \bar{\omega}_{ie}^t + \delta \bar{\omega}_{ie}^t$ 可得

$$\dot{\hat{C}}_b^t = (C_b^t + \delta C_b^t) \left([\bar{\omega}_{ib}^b \times] + [\delta \bar{\omega}_{ib}^b \times] \right) - \left([\bar{\omega}_{ie}^t \times] + [\delta \bar{\omega}_{ie}^t \times] \right) (C_b^t + \delta C_b^t)$$

展開上式並忽略誤差高次項，則

$$\begin{aligned} \dot{C}_b^t = C_b^t [\bar{\omega}_{ib}^b \times] + C_b^t [\delta \bar{\omega}_{ib}^b \times] + \delta C_b^t [\bar{\omega}_{ib}^b \times] - \\ [\bar{\omega}_{ie}^t \times] C_b^t - [\bar{\omega}_{ie}^t \times] \delta C_b^t - [\delta \bar{\omega}_{ie}^t \times] C_b^t \end{aligned} \quad (17)$$

將(17)式減去(2)式得

$$\delta \dot{C}_b^t = C_b^t [\delta \bar{\omega}_{ib}^b \times] + \delta C_b^t [\bar{\omega}_{ib}^b \times] - [\bar{\omega}_{ie}^t \times] \delta C_b^t - [\delta \bar{\omega}_{ie}^t \times] C_b^t \quad (18)$$

將(15)式代入(18)式得

$$\delta \dot{C}_b^t = C_b^t [\delta \bar{\omega}_{ib}^b \times] - [\bar{\phi} \times] C_b^t [\bar{\omega}_{ib}^b \times] + [\bar{\omega}_{ie}^t \times] [\bar{\phi} \times] C_b^t - [\delta \bar{\omega}_{ie}^t \times] C_b^t \quad (19)$$

另將(15)式等號兩端對時間微分得

$$\delta \dot{C}_b^t = -[\dot{\bar{\phi}} \times] C_b^t - [\bar{\phi} \times] (C_b^t [\bar{\omega}_{ib}^b \times] - [\bar{\omega}_{ie}^t \times] C_b^t) \quad (20)$$

比較(19)式及(20)式，可得

$$[\dot{\bar{\phi}} \times] C_b^t = [\delta \bar{\omega}_{ie}^t \times] C_b^t - C_b^t [\delta \bar{\omega}_{ib}^b \times] + [\bar{\phi} \times] [\bar{\omega}_{ie}^t \times] C_b^t - [\bar{\omega}_{ie}^t \times] [\bar{\phi} \times] C_b^t \quad (21)$$

因為 $[\bar{\phi} \times] [\bar{\omega}_{ie}^t \times] C_b^t - [\bar{\omega}_{ie}^t \times] [\bar{\phi} \times] C_b^t = [(\bar{\phi} \times \bar{\omega}_{ie}^t) \times] C_b^t$ ；且

$[\delta \bar{\omega}_{ib}^b \times] = C_b^t [\delta \bar{\omega}_{ib}^t \times] C_b^t$ [9]，代入(21)式，得

$$[\dot{\bar{\phi}} \times] C_b^t = [\delta \bar{\omega}_{ie}^t \times] C_b^t - [\delta \bar{\omega}_{ib}^t \times] C_b^t + [(\bar{\phi} \times \bar{\omega}_{ie}^t) \times] C_b^t$$

由上式比較等號兩端得六加速儀機制之姿態誤差方程式為

$$\dot{\bar{\phi}} = \delta \bar{\omega}_{ie}^t - C_b^t \delta \bar{\omega}_{ib}^t - \bar{\omega}_{ie}^t \times \bar{\phi} \quad (22)$$

(二)位置誤差方程式

由導航方程式中假設所計算速度為正確值與誤差值之合，今令

$$\bar{v}_c^t = \bar{v}_t^t + \delta \bar{v}^t \quad (23)$$

其中 $\dot{\bar{r}}_c^t = \bar{v}_c^t$ ；(23)可改寫為

$$\dot{\bar{r}}_c^t = \bar{v}_t^t + \delta \bar{v}^t \quad (24)$$

由(24)式減去(23)式得六加速儀機制位置之誤差方程式為

$$\dot{\delta \bar{r}}^t = \delta \bar{v}^t \quad (25)$$

(三)速度誤差方程式

由(11)式速度方程式中令

$$\begin{cases} s_c = s_t + \delta s \\ \vec{r}_c^n = \vec{r}_t^n + \delta \vec{r} \\ \vec{v}_c^t = \vec{v}_t^t + \delta \vec{v}^t \end{cases} \quad (26)$$

將(16)式及(26)式代入(11)式中並忽略高次項誤差值，整理得

$$\begin{aligned} \dot{\vec{v}}_c^t = & \left(C_b^t + \delta C_b^t \right) \left(\frac{1}{2} T(s_t + g_t + \delta s + \delta g) + \vec{\omega}_t^2 + \delta \vec{\omega}^2 \right) - \\ & \left(\vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{\omega}_{ie}^t \times (\vec{r}_t^t + \delta \vec{r}^t) + 2\vec{\omega}_{ie}^t \times (\vec{v}_t^t + \delta \vec{v}^t) \right) \end{aligned} \quad (27)$$

其中

$$\delta \vec{\omega}^2 = \left[\omega_y \delta \omega_z + \omega_z \delta \omega_y \quad \omega_x \delta \omega_z + \omega_z \delta \omega_x \quad \omega_x \delta \omega_y + \omega_y \delta \omega_x \right]^T ;$$

$$\delta g = \left[\delta C_t^b \bar{G}^t \cdot \bar{\theta}_1 \quad \delta C_t^b \bar{G}^t \cdot \bar{\theta}_2 \quad \delta C_t^b \bar{G}^t \cdot \bar{\theta}_3 \quad \delta C_t^b \bar{G}^t \cdot \bar{\theta}_4 \quad \delta C_t^b \bar{G}^t \cdot \bar{\theta}_5 \quad \delta C_t^b \bar{G}^t \cdot \bar{\theta}_6 \right]^T ;$$

且

$$\vec{\omega}_c^2 = \vec{\omega}_t^2 + \delta \vec{\omega}^2 ;$$

$$g_c = g_t + \delta g ;$$

將(27)式減去(11)式；並令 $\delta \vec{v}^t = \vec{v}_c^t - \vec{v}_t^t$ 可得

$$\begin{aligned} \delta \dot{\vec{v}}^t = & \delta C_b^t \left(\frac{1}{2} T(s_t + g_t) + \vec{\omega}_t^2 \right) + C_b^t \left(\frac{1}{2} T(\delta s + \delta g) + \delta \vec{\omega}^2 \right) - \\ & \left(\vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{\omega}_{ie}^t \times \delta \vec{r}^t + 2\vec{\omega}_{ie}^t \times \delta \vec{v}^t \right) \end{aligned}$$

將(15)式代入上式得

$$\begin{aligned} \delta \dot{\vec{v}}^t = & -[\bar{\phi} \times] C_b^t \left(\frac{1}{2} T(s_t + g_t) + \vec{\omega}_t^2 \right) + C_b^t \left(\frac{1}{2} T(\delta s + \delta g) + \delta \vec{\omega}^2 \right) - \\ & \left(\vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{\omega}_{ie}^t \times \delta \vec{r}^t + 2\vec{\omega}_{ie}^t \times \delta \vec{v}^t \right) \end{aligned}$$

由矩陣乘法 $-\bar{A} \times \bar{B} = \bar{B} \times \bar{A}$ 知；則上式整理得六加速儀機制速度誤差方

程式

$$\dot{\delta \vec{v}}^t = C_b^t \left(\frac{1}{2} T(s_t + g_t) + \vec{\omega}_t^2 \right) \times \vec{\phi} + C_b^t \left(\frac{1}{2} T(\delta s + \delta g) + \delta \vec{\omega}^2 \right) - \left(\vec{\omega}_{ie}^t \times \vec{\omega}_{ie}^t \times \delta \vec{r}^t + 2 \vec{\omega}_{ie}^t \times \delta \vec{v}^t \right) \quad (28)$$

(四) 角速度誤差方程式

將角速度方程式考量誤差影響，(13)式可改寫為

$$\dot{\omega}_{ib}^b = \frac{1}{2\rho} S(s_t + \delta s) + \frac{1}{2\rho} S(g_t + \delta g) \quad (29)$$

將(29)式減去(13)式可得角速度誤差方程式

$$\delta \dot{\omega}_{ib}^b = \frac{1}{2\rho} S(\delta s + \delta g) \quad (30)$$

三、六加速儀慣性系統與GPS整合

六加速儀慣性導航系統係運用六顆加速儀，計算獲得載具加速度及角加速度，經由積分可獲得載具位置、速度及姿態。然六加速儀慣性系統誤差狀況對時間較敏感，因此，相較於GPS具有誤差變異量不隨時間而變的特性優點，可改善六加速儀導航之缺點。有關INS/GPS複合式導航系統架構，主要計有四種方法[10]：(1)以GPS輔助INS之開迴路分散式複合法、(2)以GPS輔助INS之閉迴路分散式複合法、(3)以INS輔助GPS之開迴路集中式複合法、(4)以INS輔助GPS之閉迴路集中式複合法。其中第一種方法係將INS與GPS整合，使用其估測結果，但未將估測結果對INS資料予以修正，導航誤差較大；第二種方法係改善第一種方法，即將估測結果對INS資料予以修正，可使誤差降低；而第三、四種方法系統狀態變數較高，較不易製作。綜合比較，本文將採用第二種方法作為導航系統架構。並運用卡爾曼濾波器估測系統狀態變數。

由於INS所產生訊號頻率較GPS接收訊號頻率高，因此假設六加速儀慣性系統所計算輸出訊號為

$$S_{INS} = S + n_L \quad (31)$$

其中 S 為正確值， n_L 為INS低頻雜訊；另GPS量測訊號為

側向加速駕駛記錄器

$$S_{GPS} = S + n_H \quad (32)$$

其中 n_H 為GPS高頻雜訊；今將(31)式減去(32)式可得

$$S_{INS} - S_{GPS} = n_L - n_H \quad (33)$$

將(33)式透過卡爾漫濾波器，可將高頻誤差濾掉，僅剩INS誤差，再以前饋補償方式，獲得導航資訊，有關INS/GPS整合流程圖如圖2。

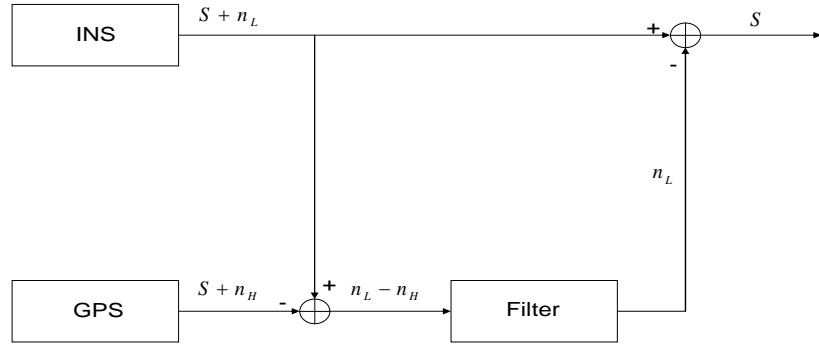


圖2. 六加速儀慣性導航系統與GPS整合流程圖

由圖2.中示，本文使用卡爾漫濾波器之狀態方程式為誤差方程式，其狀態方程式由(22)式、(25)式、(28)式、(30)式可寫為：

$$\dot{x}(t) = Fx(t) + Lw(t) \quad (34)$$

其中

w 為程序雜訊(Process Noise)，假設為隨機常態分佈 $w \rightarrow N(0, Q)$

$$F = \begin{bmatrix} -2[\bar{\omega}_{ie}^t \times] & -[(\bar{\omega}_{ie}^t \times \bar{\omega}_{ie}^t) \times] & 0 & \left[C_b^t \left(\frac{1}{2} T(s_t + g_t) + \bar{\omega}_t^2 \right) \times \right] \\ I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -C_b^t & -[\bar{\omega}_{ie}^t \times] \end{bmatrix};$$

$$x = \begin{bmatrix} \delta \vec{v}^t \\ \delta \vec{r}^t \\ \delta \vec{\omega}_{ib}^b \\ \vec{\phi} \end{bmatrix};$$

$$L = \begin{bmatrix} I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I \end{bmatrix}; \quad w = \begin{bmatrix} C_b^t \left(\frac{1}{2} T (\delta s + \delta g) + \delta \vec{\omega}^2 \right) \\ 0 \\ \frac{1}{2\rho} S (\delta s + \delta g) \\ \delta \vec{\omega}_{ie}^t \end{bmatrix}$$

比較(34)式之六加速儀慣性系統誤差狀態方程式與傳統INS誤差狀態方程式，可知六加速儀慣性系統較傳統INS誤差方程式多一組角速度誤差狀態，可提供較佳之估測值。為便於電腦運算可將(34)離散化，可改寫為

$$x(k+1) = \Phi(k)x(k) + \Lambda(k)w(k) \quad (35)$$

其中

$$\Phi = e^{F^*T}$$

$$\Lambda w = \int_{t_k}^{t_{k+1}} e^{F^*T} * L w(t) dt$$

另量測方程式可假設為：

$$z(k) = H(k)x(k) + v(k) \quad (36)$$

其中

v 為量測雜訊(Measurement Noise)，假設為隨機常態分佈 $v \rightarrow N(0, R)$

$$z = \begin{bmatrix} \delta \vec{v} \\ \delta \vec{r} \end{bmatrix}; \quad H = \begin{bmatrix} I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad \delta \vec{v} = \vec{v}_{INS} - \vec{v}_{GPS}; \quad \delta \vec{r} = \vec{r}_{INS} - \vec{r}_{GPS}$$

有關卡爾漫濾波流程可區分為時間更新及量測更新兩步驟，其中定義量測更新時，其狀態估測值為 \hat{x} ，變異量為 M ，卡爾漫增益值為 K ；另時間更新時，其狀態估測值為 \bar{x} ，變異量為 P 。分別表示為[附錄]：

量測更新：

$$K = MH^T (HMH^T + R)^{-1} \quad (37)$$

側向加速駕駛記錄器

$$\hat{x} = \bar{x} + K(Z - H\bar{x}) \quad (38)$$

$$P = (I - KH)M \quad (39)$$

時間更新：

$$\bar{x} = \Phi\hat{x} \quad (40)$$

$$M = \Phi P \Phi^T + \Lambda Q \Lambda^T \quad (41)$$

本研究模擬所用卡爾曼濾波器流程可表如圖3

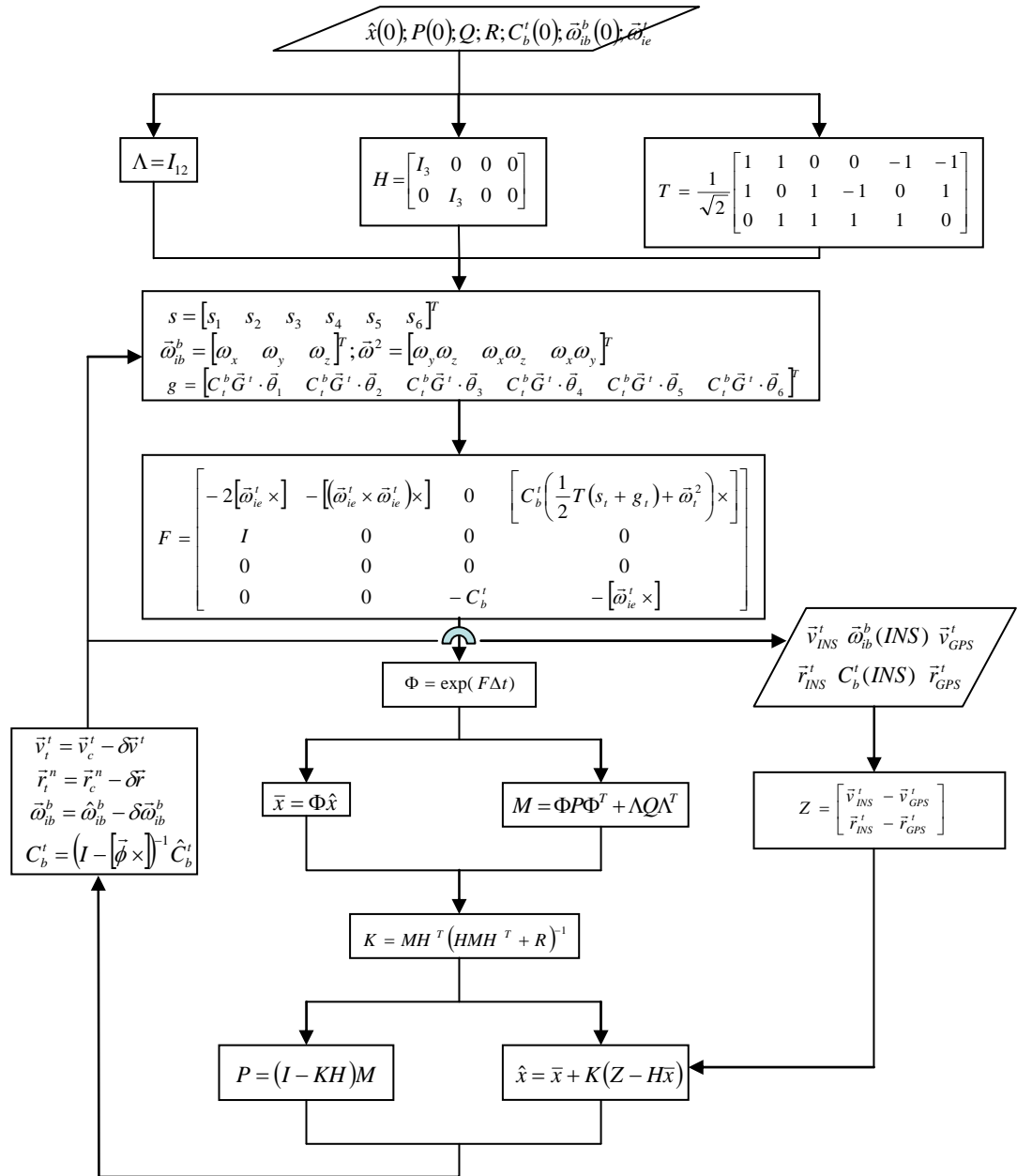


圖3. 卡爾漫濾波器流程圖

參、專題製作

一、設備及器材

表 1 專題製作使用儀器（軟體）設備

儀器（軟體） 設備名稱	應用說明

表 2 專題製作使用材料名稱

材料名稱	價錢	單位	數量	備註

二、製作方法與步驟

製作方法及步驟其執行的順序及內容如下：

- (一) 搜尋資料進行整理，並研究討論其資料的可行性。
- (二) 將整個智能車的控制及感測系統的架構繪製出來。
- (三) 用樂高積木作出合適大小的模型
- (四) 測試所有元件配置後的電路是否異常，並逐一將其組合在一起
- (五) 測試無誤後組裝至模型上並開始撰寫程式碼。
- (六) 測試程式碼和模組的運作是否符合期望
- (七) 經測試無誤後開始組裝外殼並上色、加裝造型。
- (八) 撰寫報告並發表成果。

三、專題製作

(一) 模擬部份-六加速儀INS/GPS模擬驗證

由於受慣性組件本身誤差影響，使得六加速儀慣性導航系統所計算載具運動狀態誤差，隨時間增加而增加；本文提出導航系統誤差方程式，整合六加速儀慣性及GPS，以卡爾曼濾波器估測載具運動狀態，可提高導航精度。為模擬六加速儀機制，假設載具相對於切平面座標運動加速度為

$\vec{a}^t = [1 \ 0 \ 1]^T$ m/sec²，另角加速度為 $\dot{\vec{\omega}}_{bt}^t = [0 \ \pi \ 0]^T$ rad/sec²；則加速儀

量測輸出值 s_j 獲得為：

$$s_j = \left[C_n^b (\vec{a}^n + 2\vec{\omega}_{in}^n \times \vec{v}^n + \vec{\omega}_{in}^n \times \vec{\omega}_{in}^n \times \vec{r}^n) + \dot{\vec{\omega}}_{ib}^b \times \vec{\rho}_j + \vec{\omega}_{ib}^b \times \vec{\omega}_{ib}^b \times \vec{\rho}_j - C_t^b \vec{G}^t \right] \cdot \vec{\theta}_j \quad (42)$$

其中 $\vec{\rho}_j$ 為各加速儀位置向量，今設每一加速儀距體座標中心點距離 ρ 為10cm； $\vec{\theta}_j$ 為各加速儀感測方向之單位向量。

今假設 s_j 為隨機常態分佈，其誤差範圍約0.1mg；(35)式中系統程序誤差 $w \rightarrow N(0,1)$ ；(36)式量測誤差 $v \rightarrow N(0,0.1)$ ；六加速儀慣性導航系統比較六加速儀慣性系統計算頻率為20HZ，GPS取樣周期為每秒一次。則經由電腦模擬六加速儀慣性導航系統與INS/GPS所計算載具相對於切平面座標系位置誤差比較圖分別如圖4~圖6，

側向加速駕駛記錄器

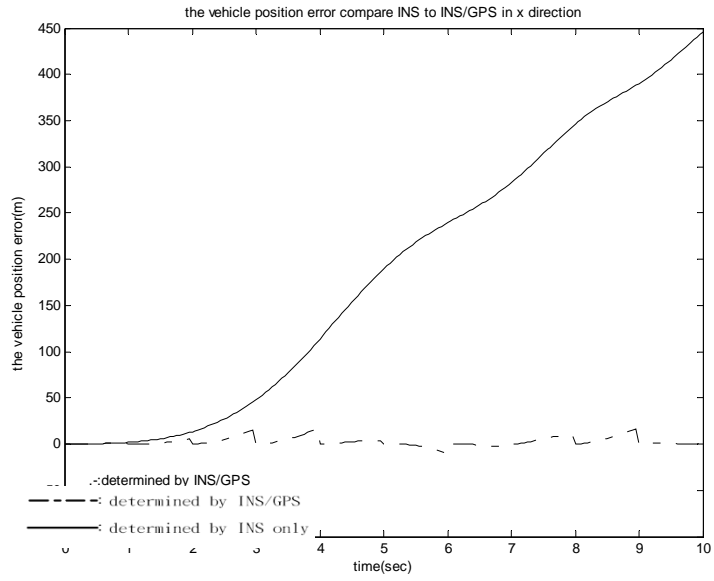


圖 4. 六加速儀慣性導航系統及 INS/GPS 於 x 軸向位置誤差比較圖

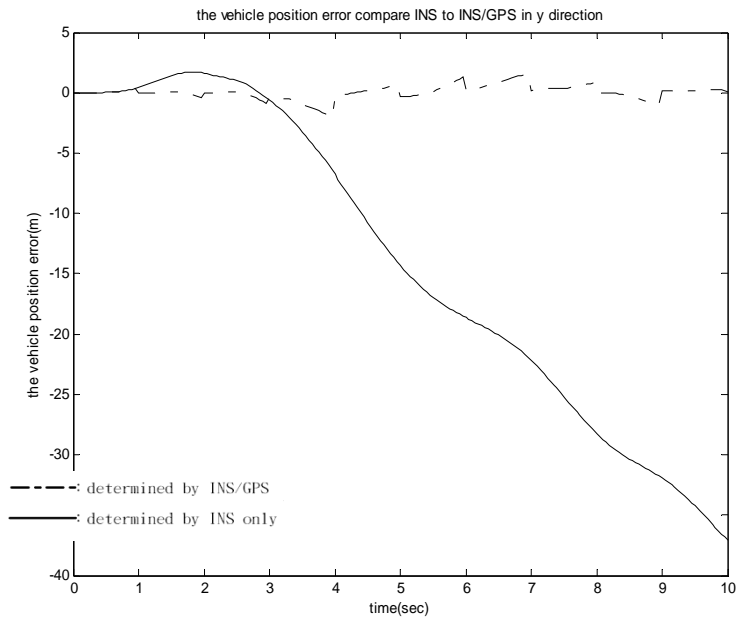


圖 5. 六加速儀慣性導航系統及 INS/GPS 於 y 軸向位置誤差比較圖

側向加速駕駛記錄器

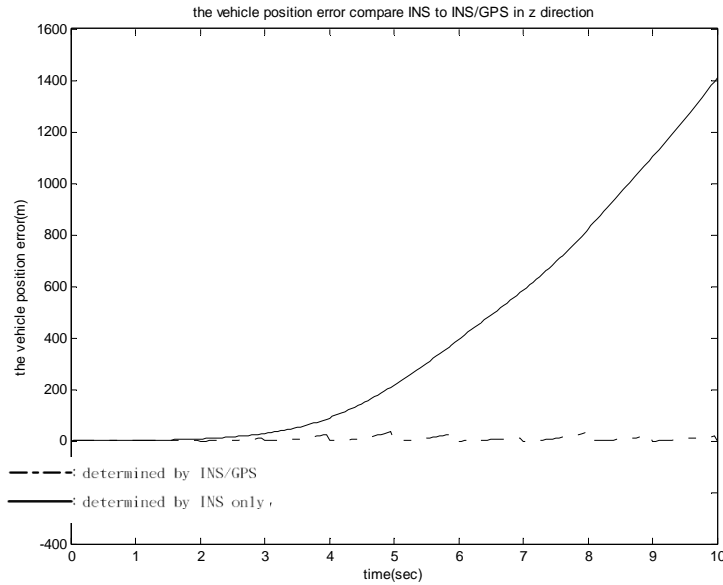


圖 6. 六加速儀慣性導航系統及 INS/GPS 於 z 軸向位置誤差比較圖

由圖 4~圖 6 觀察，以六加速儀慣性導航系統所計算載具位置誤差對於時間非常敏感，依據 Chen' s 誤差分析[2]，當載具靜止或等速運動時，六加速儀機制所計算線性加速度誤差為 $g\phi$ ，其位置誤差 δr^i 隨時間 t^4 成長。由本文中所假設加速儀原差(Bias)，與六加速儀機制邊長 ($2\rho = 20cm$)，時間 10 秒時所計算 y 軸概約為 $40m$ 誤差，與模擬結果大致相符；而 x 軸與 z 軸因受外力影響誤差較大，其中 x 軸概約為 $450m$ 誤差，而 z 軸受重力之影響，其誤差對於時間最敏感，概約為 $1400m$ 誤差。而運用卡爾曼濾波器整合六加速儀慣性系統與 GPS，所獲得位置狀態估測誤差，明顯較六加速儀慣性系統計算位置誤差低，在時間五秒時， x 誤差相差二階(Two Orders)、 y 誤差相差一階(One Order)、 z 誤差相差一階；然當時間十秒時， x 誤差相差二階(Two Orders)、 y 誤差相差一階(One Order)、 z 誤差相差三階，顯示六加速儀慣性系統在 z 軸誤差發散速度最快。另由於 GPS 每秒鐘取樣一次，當取樣後經由卡爾曼濾波器估測位置狀態，誤差明顯降低，但隨時間增加至下次取樣時，其誤差呈拋物線成長，

側向加速駕駛記錄器

其中 x 及 z 軸約增加至 $20m$ 以內， y 軸約增加至 $5m$ 以內，故六加速儀慣性系統對受加速度軸向位置計算，誤差成長較快。

另比較六加速儀慣性系統與六加速儀 INS/GPS 所計算載具相對於切平面座標系速度誤差圖分別如圖 7~圖 9，

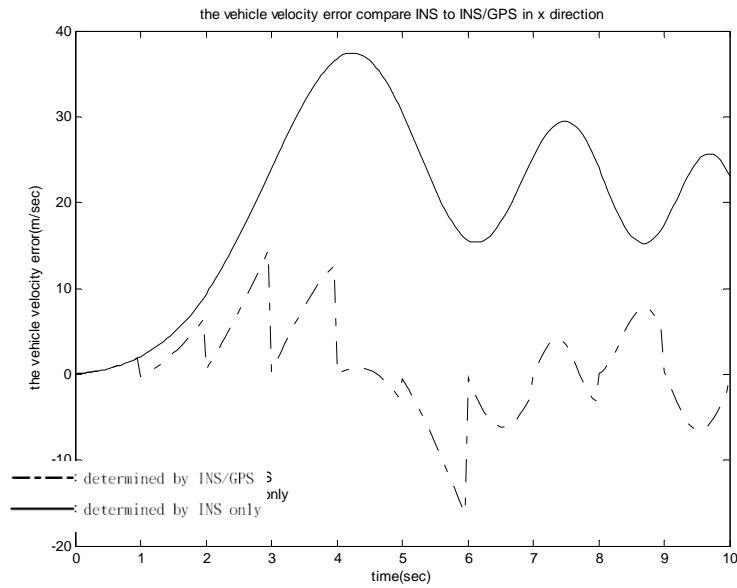


圖 7. 六加速儀慣性導航系統及 INS/GPS 於 x 軸向速度誤差比較圖

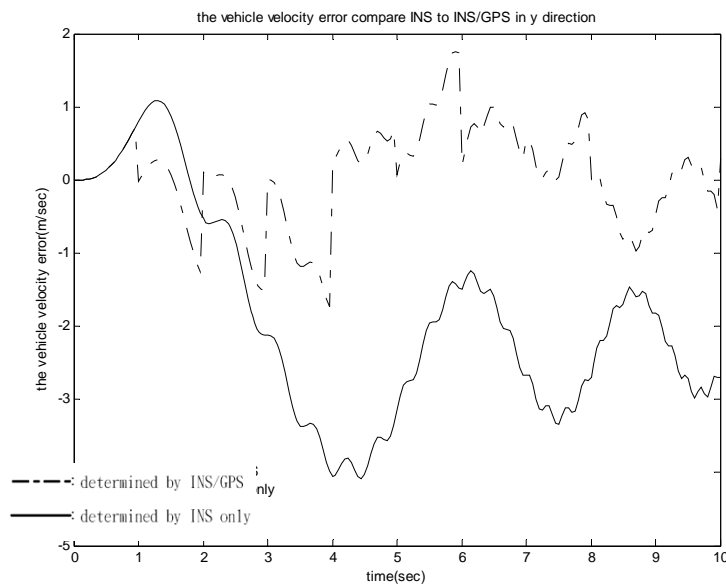


圖 8. 六加速儀慣性導航系統及 INS/GPS 於 y 軸向速度誤差比較圖

側向加速駕駛記錄器

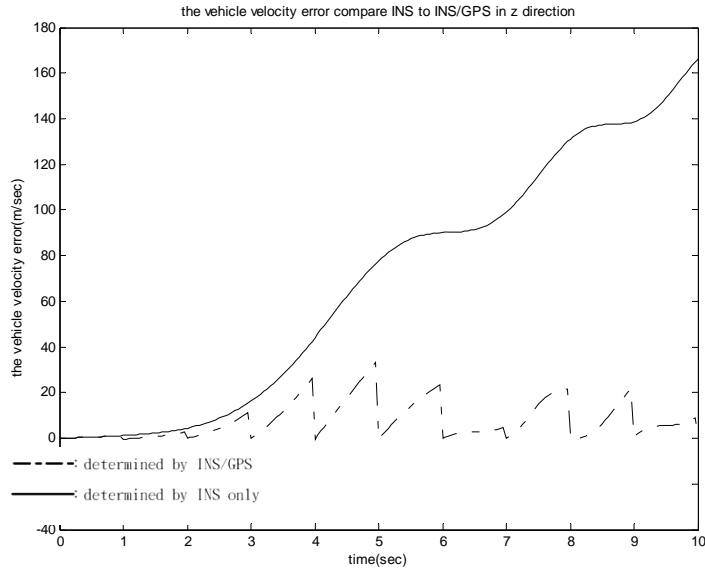


圖 9. 六加速儀慣性導航系統及 INS/GPS 於 z 軸向速度誤差比較圖

由 Chen' s 誤差分析指出，六加速儀慣性導航系統所計算載具速度誤差 $\delta \bar{v}^t$ 隨時間 t^3 成長。因此時間 10 秒時，速度誤差概約較位置誤差減少一階，由圖 7~圖 9 觀察，與模擬結果相符；其中 x 軸概約在 40 m/sec 誤差範圍，在 y 軸概約在 5 m/sec 誤差範圍，而 z 軸受重力之影響誤差較大，概約在 180 m/sec 誤差範圍。而運用卡爾漫濾波器整合六加速儀慣性系統與 GPS，所獲得速度狀態估測誤差，仍較六加速儀慣性系統計算速度誤差低，但其誤差差距較位置誤差小，其中 x 與 y 軸最大誤差相差約二倍，而 z 軸運用卡爾漫濾波器所獲得速度誤差亦限制在一定範圍內，在時間五秒時，與六加速儀慣性系統計算速度誤差相差約二倍，在時間十秒時，誤差相差約十六倍。另由於 GPS 每秒鐘取樣一次，當取樣後經由卡爾漫濾波器估測速度狀態，誤差明顯降低，但隨時間增加至下次取樣時，其誤差約呈線性成長，其中 x 及 z 軸約增加至 20 m/sec 速度範圍以內， y 軸約增加至 2 m/sec 速度範圍以內，故六加速儀慣性系統對受加速度軸向速度計算，誤差成長較快。

(二)硬體部份

1. 模型骨架

肆、製作成果

一、專題製作成品

本次專題等，

圖29各區塊之功能

二、作動顯示

伍、結論與建議

一、結論

(一)本次研究是針對駕駛行車的安全性、便利性和貼切性進行提升，

(二)除利用儀表圖示三色燈光提醒駕駛外還提供了各種語音提醒的人性化設計

(三)經此研究可以得知許多交通意外都是在駕駛分心、來不及反應或對周遭資訊不足造成的，其中以酒駕、飆車、闖紅燈為最多。若能有效的利用此系

統必能降低交通事故發生率

二、建議

- (一) 此次專題製作成品尚屬初步製作階段，期望能更深入研究樂高 Homework Board 系統其他功能以便發展出更多更便利功效。
- (二) 此次專題製作成品主機單價甚高，希望往後能夠尋找有此功能更便宜之機構取代 Homework Board 主機，使整組能更符合經濟效益達到更親民價格。

參考文獻

- [1] Schuler, A. R., Grammatikos, A., and Fegler, K. A., “Measuring Rotational Motion with Linear Accelerometers,” IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. AES-3 No. 3, pp. 465-471, May, 1967.
- [2] Chen, J. H., Lee, S. C., and DeBra, D. B., “Gyroscope Free Strapdown Inertial Measurement Unit by Six Linear Accelerometers,” Journal of Guidance, Control, and Dynamics AIAA Vol. 17, No.2, pp.286-290, March-April, 1994.
- [3] Kirill Semyonovich Mostov, “Design of Accelerometer-Base Gyro-Free Navigation System,” Doctor of Philosophy in Engineering-Electrical Engineering and Computer Science, University of California, Berkeley, Chap. 5, pp. 178-225, 2000.

側向加速駕駛記錄器

- [4] 李守誠、劉正瑜、王亞民，“無陀螺儀固裝式慣性導航系統對初值問題之研究”，中正嶺學報第二十六卷第一期，頁 11-24，1997。
- [5] 李守誠、洪兆宇、方淳民、王振宇，“六加速儀機制導航應用與方向誤差校準方法之研究”，中正嶺學報預定第三十三卷第二期以論文方式刊登(接受日期 93.9.6)。
- [6] John J. D'Azzo, Constantine H. Houpis, Linear Control System Analysis and Design Conventional and Modern, McGRAW-HILL Book Company, New York, Chap. 13, pp. 478-479, 1988.
- [7] Walter Wrigley, Walter M. Hollister, and William G. Denhard, Gyroscopic Theory, Design, and Instrumentation, The Massachusetts Institute of Technology Press, the United States of America, Chap. 12, pp. 241-242, 1969.
- [8] Kenneth R. Britting, Sc. D., Inertial Navigation System Analysis, Wiley-Interscience, New York, Chap 6, pp. 86-91, 1971.
- [9] Kenneth R. Britting, Sc. D., Inertial Navigation System Analysis, Wiley-Interscience, New York, Chap 2, p. 15, 1971.
- [10] 林君明、林鴻志、張博光，“全球定位系統輔助之慣性導航複合系統之研究”，中國航空太空學會學刊第二十七卷第三期，頁 213-221，1995。