

# 行政院國家科學委員會專題研究計畫 成果報告

## 智慧型聲控汽車導航與通訊系統整合研究(2/2)

計畫類別：個別型計畫

計畫編號：NSC94-2213-E-216-004-

執行期間：94年08月01日至95年07月31日

執行單位：中華大學機械工程學系

計畫主持人：林君明

計畫參與人員：江政嶽、黃安權

報告類型：完整報告

處理方式：本計畫可公開查詢

中 華 民 國 95 年 10 月 20 日

## 中文摘要

本研究是利用數位訊號處理器 (DSP) 及卡門濾波器技術將慣性導航系統與全球衛星定位系統整合之方法，運用在載具上做即時(Real-Time)的導航與定位。系統整合的方法，整合全球衛星定位系統(GPS)、慣性導航系統(INS)，與地理資訊系統(GIS)之導航系統，由數位訊號處理器 (DSP) 作為運算核心，以卡門濾波器(Kalman Filter)，進行信號的整合理論為基礎，構建一系統階數較低，而容易實現的閉迴路分散式 (Loosely Coupled-Closed Loop) 複合式導航系統。並進行載具之平面即時定位，另一方面在整合 GIS 系統方面，主要是以電子地圖為輔助，將即時運算的座標值，傳給所設計的使用者介面，即時的展示在電子地圖上。而我們只要觀測地圖，就可獲知現在的所在位置。

本文中也有針對 GPS 脫鎖時的情況，進行 INS 系統的分析，發現只要 GPS 鎖定的時間夠長，INS 系統的誤差就會很快的收斂。而當 GPS 脫鎖時，INS 系統的發散速率就不會太快，所以如果 GPS 在短暫時間內脫鎖時，系統仍能維持不錯的導航運作。這也就是本文為何要把 GPS 和 INS 系統整合在一起的緣故。利用語音控制板，整合 8051 控制馬達正反轉，完成前近、後退，停止、左轉、右轉五個動作，製作一台簡易式聲控車，將導航系統放置在上面，來模擬智慧型聲控導航系統的建構。

關鍵字：全球衛星定位系統(Global Positioning System , GPS)、慣性導航系統(Inertial Navigation System , INS)、卡門濾波器(Kalman Filter)、閉迴路分散式 (Loosely-Coupled Loop)、地理資訊系統(Geographic Information System , GIS)、閉迴路分散式複合法(Loosely-Coupled Closed-Loop structure)、聲控(voice control)。

## Abstract

The purpose of this research is by using DSP and Kalman Filter technology to Inertial Navigation (INS) System, Global Position System (GPS) as well as Geographic Information System (GIS) into a real-time vehicle navigation .The INS system is consisted by three accelerometer as well as three gyro-compass, and aided by GPS with loosely-coupled closed-loop structure, such that it can be easily implemented with lower order computation requirement and shows the result on GIS.

The loose track condition of GPS for about one minute is also included, and which shows that the resulting system can also provide navigation information. Combine 8051 and control the motor to imitate the constructing of the intelligent voice control navigation system.

Keywords: (Global Positioning System ,GPS)、(Inertial Navigation System , INS)、(Kalman Filter)、(Loosely-Coupled Loop)、(Geographic Information System ,GIS)、( voice control)

## 一、前言

目前在 GPS 導航系統中，有單獨的 GPS 系統、DGPS、GPS/INS 複合式系統、及 GPS/DR 複合式系統，全球定位系統(Global Positioning System 簡稱，GPS)使用最為廣泛，這是因為它具有全球性 (Global)、全天候 (All-weather)、精度高、即時定位速度快等多項優點，而且可運用在許多不同方式之定位需要。由於 GPS 系統是接收衛星的訊號，所以會受天候、

環境、以及載具本身的運動及姿態的影響，而產生遮蔽、干擾甚至脫鎖，所以無法完全仰賴 GPS 系統，提供不中斷的的導航資訊，是為最主要之缺點。

慣性導航系統(Inertial Navigation System，簡稱 INS )，是一自主式的電子導航系統，一般是使用加速儀(Accelerometer)與陀螺儀(Gyroscope)等感測器，利用地球的慣性重力與載具相對運動，來感測載具之加速度及角速度。再利用慣性導航系統之動態方程式，就可即時(Real-Time)求得載具之速度、位置的變化，而得到載具於慣性座標系統之定位資訊。但由於 INS 所需要感測元件數目，如果要用作 3D 的導航上，GPS/INS 系統在做整合的精度上的確可以達到更好的定位精度，成本上價格較高，是其主要的缺點。

慣性導航系統不會受環境、天候與地形等外在因素的影響，但其系統會發生漂移的現象。在長時間的工作會使系統誤差增加，進而產生系統發散的現象。因此不適合做長時間的定位，若要做長時間的使用，則需搭配其他的導航系統做校正的動作。

也因為有這個原因，所以可將全球定位系統與慣性導航系統作整合，選擇 GPS 定位系統在一般性情況下有長時間穩定的特性，與慣性導航系統所具有自主、完整的特性，互相搭配，故可應用於日常生活中的汽車定位導航系統設計，使之成為完整的電子式導航。

## 二、研究目的

目前全球定位系統 GPS (Global Positioning System)已佈置完成，並進行正式運作，所以各式各樣的應用產品也都在開發之中，其中可配合一般用途極廣，而發展的就是「智慧型聲控式汽車導航與通訊及多媒體系統的整合設計」。本計畫的目的是運用嵌入式 DSP，將 GPS、慣性導航系統(Inertial Navigation System，INS)，地理資訊系統(Geography Information System ,GIS)及 GSM(Global System for Mobile Communication )系統整合起來，由於採用之嵌入式數位訊號處理器，其功能非常強大，而體積又小又便宜，非常有競爭力，可將 GPS，GSM，GIS，INS 同時整合起來，所以比以往的研究，又向前邁進了一大步。

運用此系統的優點在於，能及時將行車位置顯示出來，供給使用者了解附近的地理資訊為何；並且也可回報行車中心，或是其他站台，作為行車班次調度、緊急情況處理及乘客候車之參考。在嵌入式 DSP，可整合第 3 代行動通訊系統(Global System for Mobile Communication, GSM)。因此可以隨時上網，提供給乘客最新各類新聞及旅遊的網路資訊。且本計畫將會加上智慧型聲控模組，除地理資訊系統之整合外，更供給了一般正常人在開車中，只需要聆聽就可獲取目前的所在位置，可增加行車的安全與方便性。

INS 慣性導航系統，是利用微機電加速儀和數位羅盤(MEMS Accelerometer & Gyro Compass)組成，但是長期會有漂移的現象產生，因此需要與 GPS 接收機相互配合，來達到準確定位的效果。使用嵌入式 DSP 將此 GPS/INS 配合卡門濾波器，並與電子地圖，和 GSM 行動通訊系統，以及多媒體影像壓縮整合成 GPS/INS/GIS/GSM/多媒體，此一多效能的系統。

本計畫擬研究發展之智慧型聲控式汽車導航與通訊系統整合架構，如下圖 1 所示。

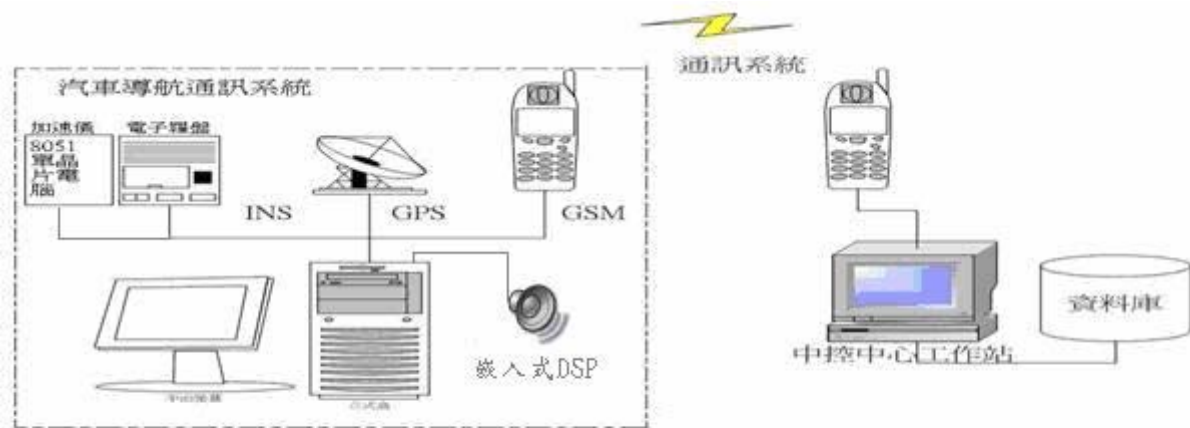


圖 1 智慧型聲控式汽車之導航與通訊及多媒體系統整合架構圖

### 三、文獻探討

大部份的車輛導航系統(Vehicle Navigation System)，均都採用全球定位系統(GPS)，作為車輛導航的輔助修正而慣性導航系統則為主體，其整合的方式有 GPS/INS、DGPS/INS，使用的硬體方面，包括有磁羅盤(Magent Compass)、陀螺儀、加速儀等。

車輛導航使用方位推估器(Dead-Reckoning Method，簡稱 DR)，或慣性導航系統(INS)各有其優、缺點，而為一互補的關係。對於 GPS/DR 兩者的整合的文獻，利用卡門濾波器(Kalman Filter)，將所有資訊整合在一起，可使導航定位方面更加精確，更增加其附加價值。

在導航定位方面，為使其定位的精準度更加精確，其改進的方法也有如載波相位、差分載波相位、及 FUZZY Control 等，但缺點是計算量較大，很難達成即時定位的需求。

語音辨識最主要的目的是希望電腦聽懂人類說話的聲音，進而命令微電腦執行相對應的工作。一般語音辨識事先都儲存好的聲音樣本，然後當有輸入的測試聲音樣本就可進行比對工作。比對完成後輸入一個它認為最“像”的聲音樣本序號，我們就可以知道使用者的聲音代表何意，進而命令微電腦做事。語音辨識的應用的文獻，均是利用語音辨識製作身體障礙者設備之應用，提供身心障礙者一個無障礙的環境。整合智慧型導航定位系統，將可增加其實用價值。

### 四、研究方法

#### 4.1 GPS (Global Positioning System):

全球定位系統(Global Position system，簡稱 GPS)為美國國防部於 1973 年 5 月開始發展的，是一套全球、全天候、24 小時的三度空間高精度定位系統，剛開始主要是為了軍事上的定時、定位、導航用，於 1993 年 6 月部署完成，目前美國已開放 GPS 系統，免費提供世界各國與民間其它用途之應用，如圖 2 所示。

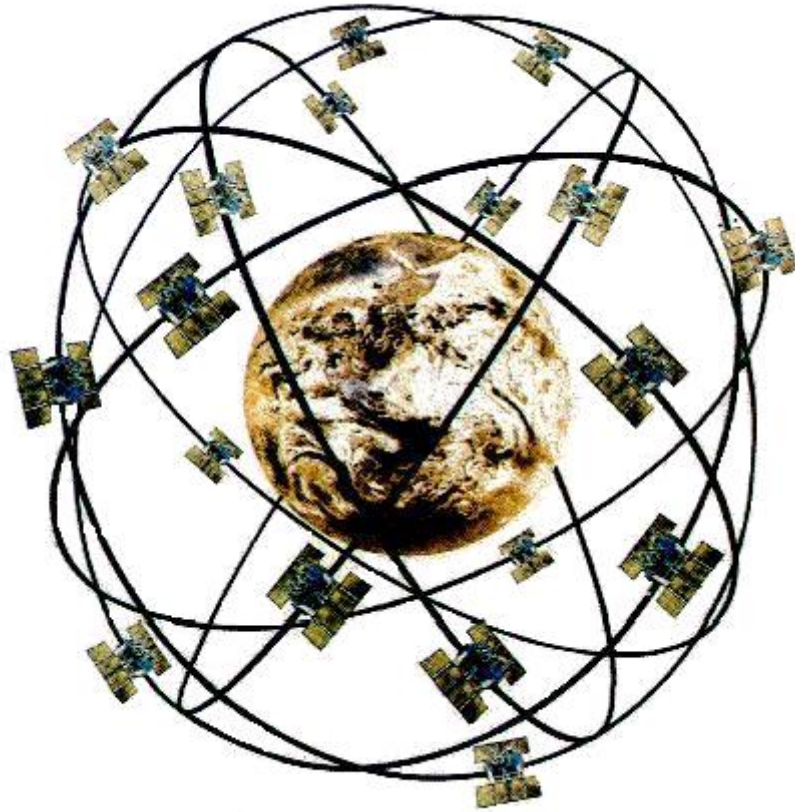
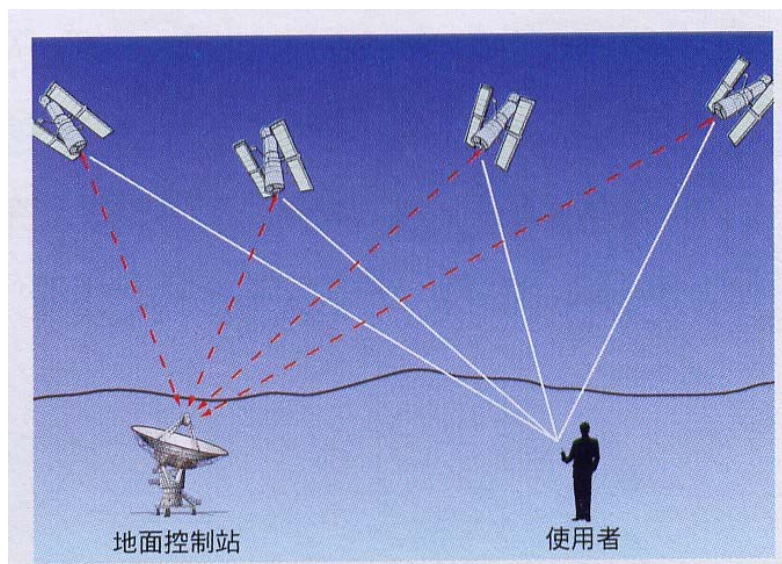


圖 2 GPS 衛星及軌道分布圖

全球定位系統的架構，主要可分為三大部分：即太空部分（Space Segment），控制部分（Control Segment），及使用者部分（User Segment），如圖 3 所示。



分別敘述如下：

圖 3 全球定位系統

運用衛星進行定位，可得到長時間的準確座標位置。所以本專題是利用 GPS，進行快速而又方便的定位，而更要強調的是將進一步把 GPS 晶片整合於嵌入式系統中。

## 4.2 GPS 訊息輸出格式

衛星導航訊息 (Navigation Message) 架構如圖 4 所示：傳送頻率為每秒 50 位元，其導航訊息資料主篇幅 (Main Frame) 之整個長度為 1500 個位元 (Bits)。內容分為五個子篇幅 (Subframe)，每個子篇幅長度為 10 個字元 (Word)，每個字元含 30 個位元，所以每個子篇幅之長度為 300 位元。每 6 秒接收器即可收到一個子篇幅的訊息內容，而每一資料框需花費 30 秒接收。每一總框資料由 25 頁資料框構成，共需 12.5 分鐘的時間。在此 25 頁中，子框一、二、與三是不變的。但子框四與五隨頁數不同而更動。

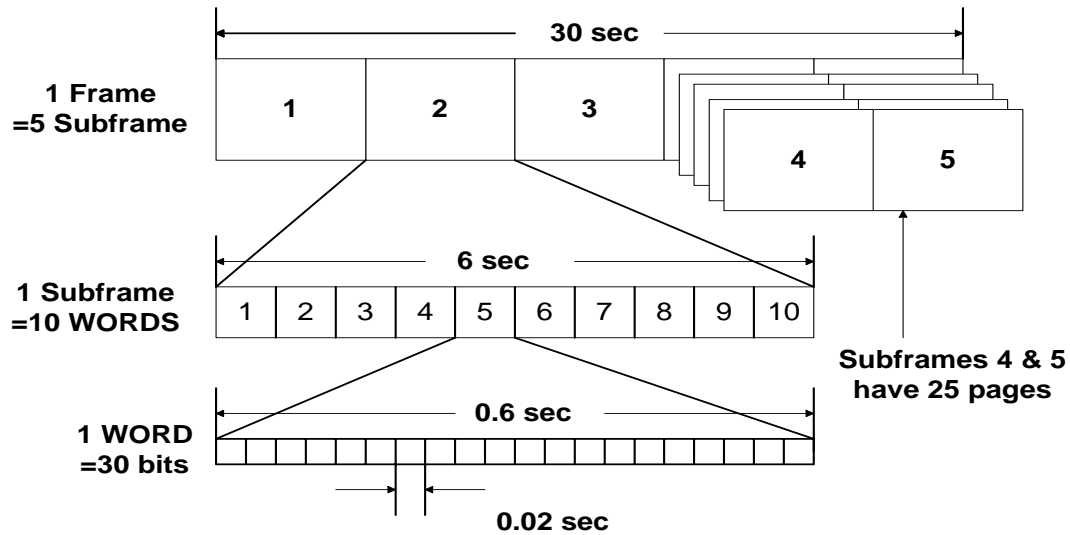


圖 4 衛星導航訊息 (Navigation Message) 架構圖

本計劃所使用的是標準 NMEA 0183 格式的輸出訊息,也是國際上通訊、導航功用所制定之標準輸出格式。格式中共有六組語句輸出,採用 ASCII 字元內容包含 GPGGA、GPGLL、GPGSV、GPSGA、GPRMC、GPVTG 六組資料,內含衛星定位資訊,經度及緯度、誤差資訊、相對移動速度、精度等資訊。其中 GPGGA 資訊,為本研究中所使用的資訊。

### 4.3 INS 導航系統

慣性導航系統 (Inertial Navigation System, INS) 於 1950 年開發完成,是一個高性能、獨立自主性的導航系統,利用地球的慣性重力運作的電子導航系統,不受天候、距離等限制,也不受外來的干擾,而且,它不需借助外來的資料,完全靠本身之慣性組件

(Inertial-Components), 它是由陀螺儀(Gyroscope)和加速儀(Accelerometer)等感測器所構成,將它裝在載具上,用來測量載具運動狀態,而根據載具的角速度和線性加速度隨時間的變化情形,再利用系統的導航計算機來運算,就可以即時 (Real-Time) 得知載具現在的位置、速度和姿態了,以獲得載具於慣性座標系統之導航資料。

慣性導航系統優於其他導航系統,可歸納出下列幾項優點:

- (1) 可即時,連續地送出位置及速度的訊息。
- (2) 為一自給式系統,因此無輻射,不受敵人及外在環境的干擾。
- (3) 不需地面輔助站的幫忙,任何氣候、任何位置(在任一經緯度,包括極區)均能得到導航資料。
- (4) 無論飛行載具加速度多大,同樣能得到完整的導航資料,而其他如都卜勒導航等,則另有限制,甚至全球定位系統也會因加速度太大而脫鎖。
- (5) 慣性導航系統可提供位置、對地速度、航向及高度等,是運動載具傳統量測航向、高度與位置最好的方法。

慣性導航系統亦有下列的缺點：

- (1) 無論載具是靜止或運動的狀態下，其位置與速度的誤差會隨時間的增加而發散。
- (2) 設備十分昂貴，維修比較困難。
- (3) 起始值之正確性，直接而嚴重地影響慣性導航系統的精度，尤其是最初之方位，確有失之毫厘差之千里的影響，因此初始校正非常重要，但若緯度超過75度，或在進行中的載具，則校準不易且精確度會降低。

## INS系統架構

慣性導航系統的理論基礎是依據，牛頓(Newton)於18世紀所提出的力學三大定律，一般將慣性導航系統分為兩大類，其一是穩定平台系統(Stabilized Platform System)，簡稱「環架系統」，其二是固裝系統(Strap-Down System)。

### (一)穩定平台系統(Stabilized Platform System)

主要是利用環架及陀螺儀所組成之控制迴路來隔絕載具運動，使平台保持適當姿態，以建立穩定參考座標。其結構如圖5所示，乃利用陀螺儀來控制環架平台，以地面座標為校正標準，當環架離開慣性水平位置成一小角度傾斜時，陀螺儀的檢測信號裝置(Pick-off coil)可偵測出陀螺儀外殼的傾斜角度，此信號經過放大後送到環架裝置的馬達，驅動馬達使環架裝置再回到慣性水平位置，如此即可建立一穩定參考座標，隔絕載具運動造成之影響。

此系統具有精度高的優點，因加速儀保持水平就可省掉重力加速度分量的影響，而感測器的校準也只須藉由平台轉動即可，不需整個載具轉動或拆離載具來做校準，但其缺點為環架結構的複雜性與它的高成本。此外，環架裝置的磁場效應也會有些微的影響。

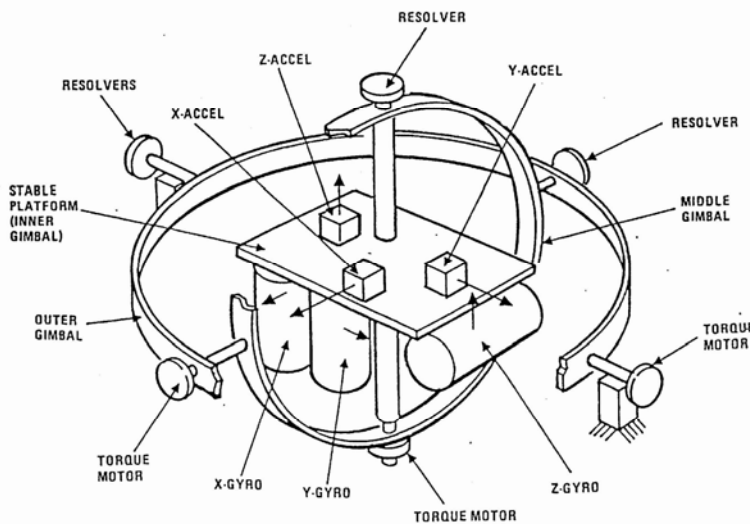


圖5 環架平台系統

### (二)固裝系統(Strap-Down System)

將陀螺儀、加速儀直接固裝於載具上，由陀螺儀、加速儀直接量測載具之角速度、加速度，經由計算機的運算，求出瞬時載具對慣性座標的關係，進而計算出載具運動的位置、速度和姿態的變化，以作為導航參考之用，其系統架構見圖6。它的優點有：結構簡單成本低，容易安裝，且少了環架機構的磨損與磁場效應。但因陀螺儀、加速儀等隨著載具運動，會產生不少的誤差，且座標的轉換是以陀螺儀量到之數值為參考值，因此對陀螺儀之要求為：其在一寬頻的輸入範圍內操作須為線性。且固裝式系統對電腦、計算器的要求也

特別高，因其需利用即時計算器來計算龐大的 DCM (Direction Cosine Matrix)。目前因計算機技術大有進步，所以使用固裝式者居多。一般就精度而言，「環架系統」比「固裝系統」為佳，且環架式的陀螺儀比較不受外界環境的影響，可作較長時間的使用。但不管如何，任何慣性導航系統皆有誤差隨工作時間增加而發散的先天缺點。不過，就慣性導航系統而言，由於其在高頻響應的特性良好，所以其可在較短的工作時間及高動態的環境下，即時的提供較正確的位置、速度和姿態的變化資料，達到即時導航的目的。

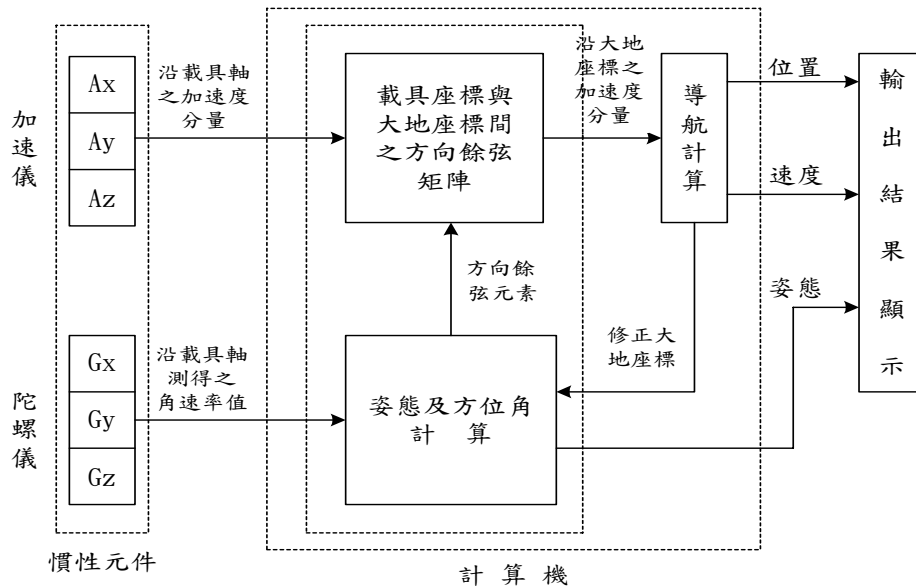


圖6 固裝式導航系統架構圖

如果導航系統完全只採用 GPS 訊號，則會因 GPS 接收機的不同，而有不同的誤差值。例如一般商用的 GPS 接收機位置誤差較大(約為 30 公尺)，且易受地形地物影響，而造成誤差加大，或信號被遮蔽，而發生脫鎖的現象，使得導航精度及功能有所影響。所以本研究是將 GPS 與 INS 的導航訊號作整合，使之成為一完整的導航系統，其硬體架構如圖 7 所示，而實體情況如圖 8 所示。本系統首先將三軸向的陀螺儀及加速儀所組成的 INS，與 GPS 接收機置於汽車載具上，並與 STC-VC33 模組作連接。利用 STC-VC33 擷取 INS 之角速度及加速度，並轉換成數位的資料，傳送給 TMS320C6711 DSK。然後以四元素導航法則運算，求出 INS 未修正前之位置、速度及方位角。並以串列方式，接收 GPS 接收機原始之資料(Raw Data)，解算出位置、速度、GDOP 及其他相關資訊。最後再以卡門濾波器(Loosely Coupled-Closed Loop)的方式，整合 INS 與 GPS，以得到載具的位置、速度、及方位角之最佳估測值。



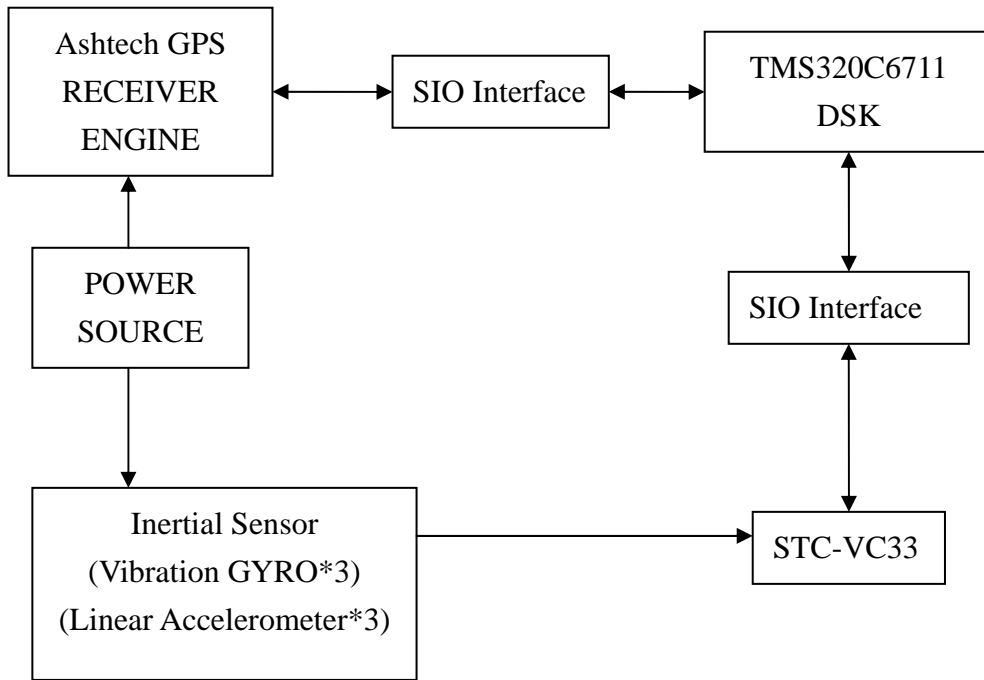


圖 7 GPS/INS 整合導航系統方塊示意圖

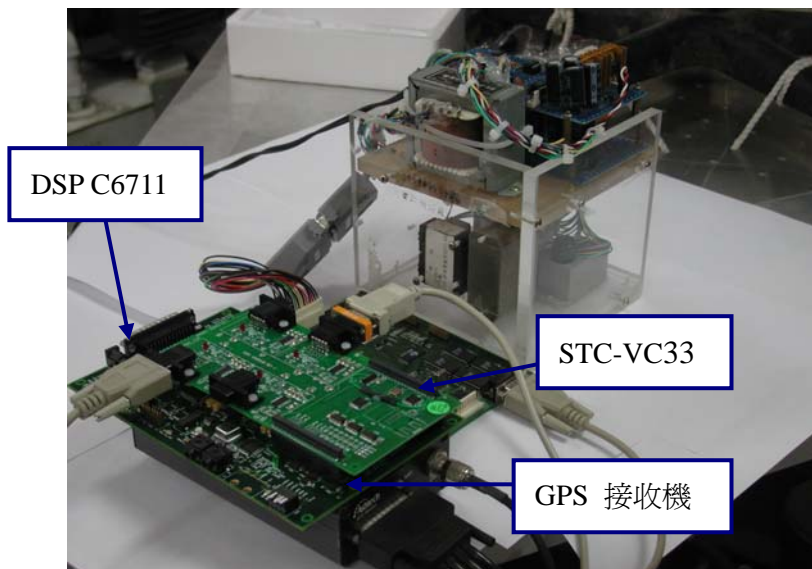


圖 8 GPS/INS 整合之導航系統硬體示意圖

#### 4.4 慣性導航系統的運算流程及步驟

慣性導航系統主要是由三個陀螺儀和三個加速儀所組成，其安裝方式是以右手定則的三個方向，如圖 9 所示，互相垂直排列，所以慣性導航系統共有 6 個感測軸。當載具運動時，在載具上的陀螺儀會立刻提供三個軸向的角速度資料，而加速儀則提供三個軸向的加速度資料。以這些資料和輸入的初始位置、速度、姿態等參考資料，經過計算機的運算之後，就可以求出載具目前所在的位置、速度和姿態。

慣性導航系統的計算流程表示如圖 10，計算過程分為下列幾個步驟：

- (a) 設定滾轉角 (Roll)、俯仰角 (Pitch) 及偏航角 (Yaw) 的初始值，並計算四元素的初始值。將這些角度轉換成四元素(Quaternion)的主要目的是，預防  $\cos$ 、 $\sin$  在某些角度時的值為零並且又出現在分母，將導致一個無窮大的值，造成系統發散。

四元素與初始姿態之關係如下：

$$q_1 = \cos\left(\frac{\phi}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta}{2}\right)\cos\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\phi}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta}{2}\right)\sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \quad (1-1)$$

$$q_2 = -\cos\left(\frac{\phi}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta}{2}\right)\sin\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\phi}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta}{2}\right)\cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \quad (1-2)$$

$$q_3 = \cos\left(\frac{\phi}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta}{2}\right)\cos\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\phi}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta}{2}\right)\sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \quad (1-3)$$

$$q_4 = \cos\left(\frac{\phi}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta}{2}\right)\sin\left(\frac{\psi}{2}\right) - \sin\left(\frac{\phi}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta}{2}\right)\cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \quad (1-4)$$

其中  $\phi, \theta, \psi$  分別為初始滾轉角、俯仰角及偏航角

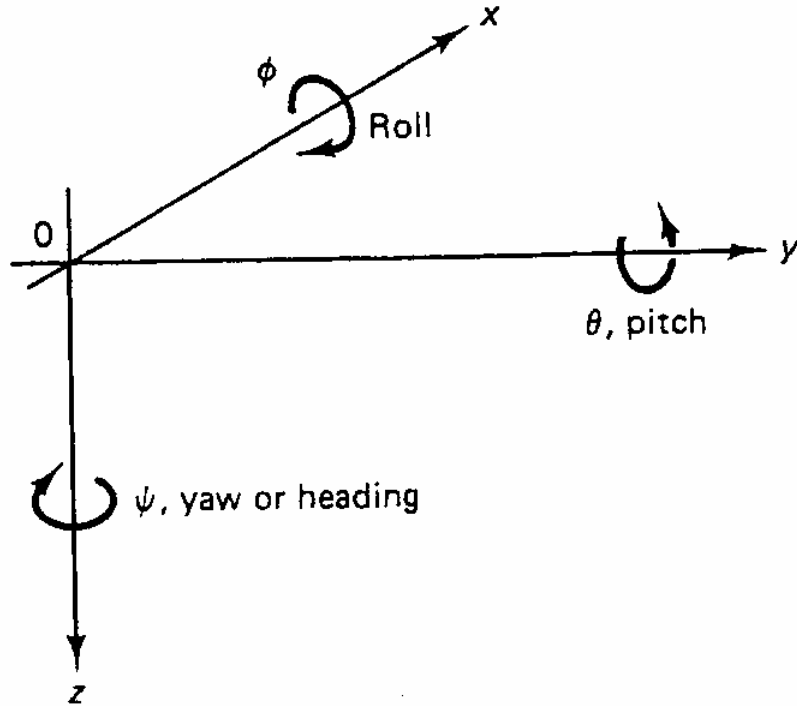


圖 9 滾轉 (Roll)，俯仰 (Pitch)，偏航 (Yaw) 示意圖

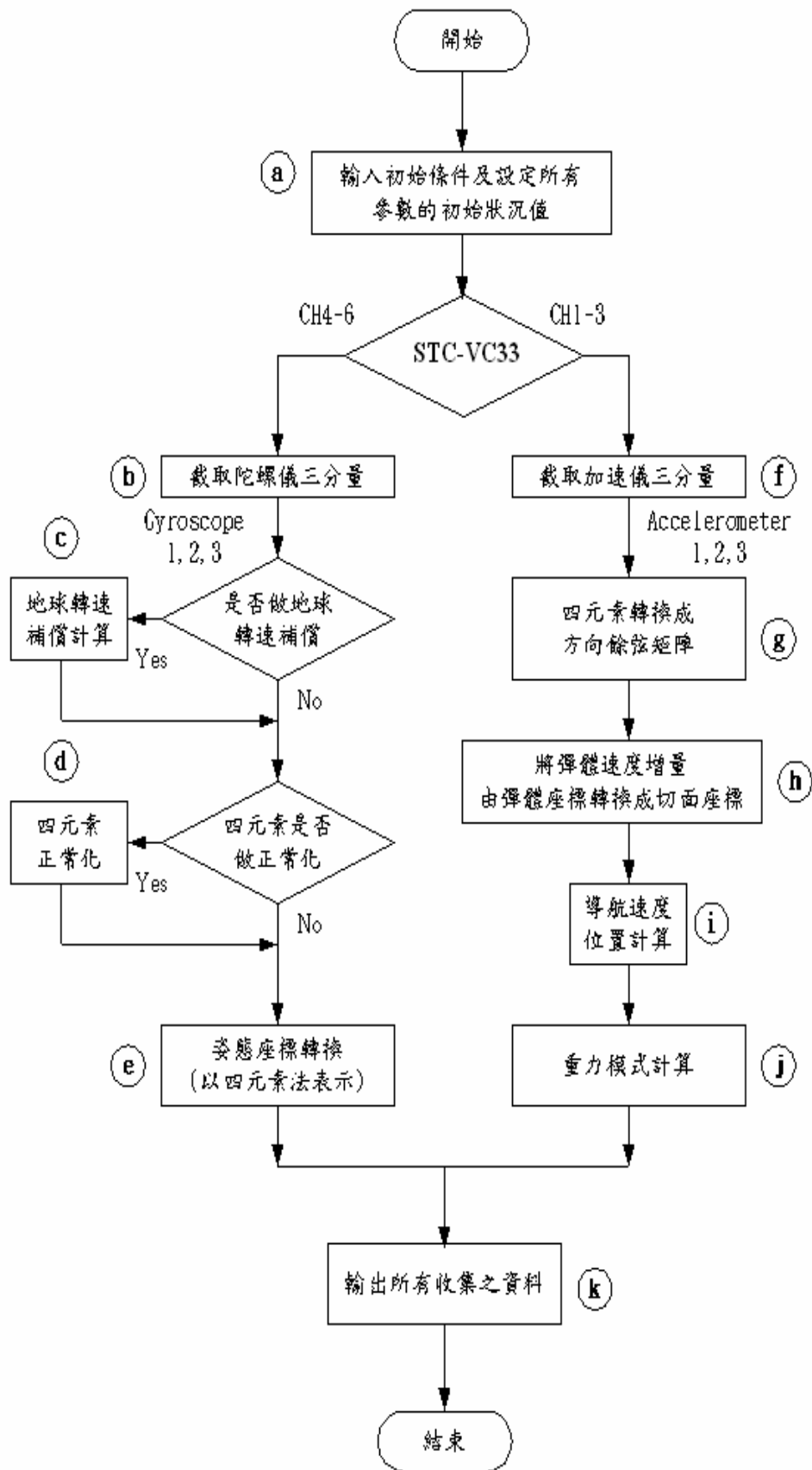


圖 10 慣性導航系統計算流程圖

(b) 取得陀螺儀之量測值

系統每隔 0.3 *m sec* 時，依序讀取陀螺儀 1, 2, 3 (或加速儀 1, 2, 3) 之量測值，讀取一次完整的資料共需 1.8 *m sec*。

(c) 地球轉速補償計算

此步驟是輸入載具角速率、地球轉速、四元素而計算出地球轉速之補償值以供下列步驟 (e) 中使用，說明如下：若為飛行載具，則由於地球的自轉，所以我們若以地球座標來觀察，陀螺儀似乎有進動(cession)的現象，但事實不然，所以必須加以補償，而使平台隨時都保持與地表水平，如此加速儀所測得的加速度才是在導航座標的加速度分量。

$$\begin{bmatrix} \Delta\theta'_{roll} \\ \Delta\theta'_{pitch} \\ \Delta\theta'_{yaw} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta\theta_{roll} \\ \Delta\theta_{pitch} \\ \Delta\theta_{yaw} \end{bmatrix} - \omega_{ie} \begin{bmatrix} \cos L \\ 0 \\ -\sin L \end{bmatrix} \quad (1-5)$$

$$T_1 = 0 \quad (1-6)$$

$$T_2 = -q_3 \times \Delta\theta_{yaw} \quad (1-7)$$

$$T_3 = q_2 \times \Delta\theta_{yaw} - q_4 \times \Delta\theta_{roll} \quad (1-8)$$

$$T_4 = q_3 \times \Delta\theta_{roll} \quad (1-9)$$

其中  $\Delta\theta_{roll}, \Delta\theta_{pitch}, \Delta\theta_{yaw}$  為陀螺儀每次中斷時的角度增量

$\Delta\theta'_{roll}, \Delta\theta'_{pitch}, \Delta\theta'_{yaw}$  是  $\Delta\theta_{roll}, \Delta\theta_{pitch}, \Delta\theta_{yaw}$  經過地球轉速補償計算後之值

$T_1, T_2, T_3, T_4$  是四元素經地球轉速補償計算後之值

(d) 將四元素作正常化 (Normalize) 運算

依理論四元素值有下列關係，

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad (1-10)$$

但由於計算次數的增加，而產生的截位誤差(Truncation error)和捨位誤差(Round-off)將使得式(3-10)不滿足，所以計算一段時間後須再對四元素做正常化，以免誤差擴大。

$$d^2 = q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 - \epsilon \quad (1-11)$$

$$q'_i = q_i / d = q_i / \sqrt{1 - \epsilon} \approx q_i \left(1 + \frac{1}{2} \epsilon\right) = q_i \left(\frac{3}{2} - \frac{1}{2} d^2\right) \quad (1-12)$$

$q'_i$  為正常化後之四元素值

(e) 將姿態由載具 (Body) 座標轉換至切面 (Tangent Plane) 座標

我們輸入載具角速率、地球轉速補償值，經計算而得到四元素值。

姿態微分方程式為

$$\dot{q}'_b = \frac{1}{2} q'_b \omega_{ib}^b = \frac{1}{2} q'_b \omega_{ib}^b - \frac{1}{2} q'_b \omega_{ib}^b \quad (1-13)$$

$\omega_{ie}^b = \omega_{ie}^b$  表地球轉速，式 (1-13) 右側之第二項為地球轉速補償，若無補償時則使用

式 (1-14)

$$\dot{\mathbf{q}}_b^t = \frac{1}{2} \mathbf{q}_b^t \omega_{ib}^b \quad (1-14)$$

式 (1-14) 的解可寫為

$$\begin{aligned} \mathbf{q}(t + \Delta t) &= \mathbf{q}(t) \mathbf{P}(t, \Delta t) \\ &= (\mathbf{q}_1(t) + \bar{i} \mathbf{q}_2(t) + \bar{j} \mathbf{q}_3(t) + \bar{k} \mathbf{q}_4(t)) (\mathbf{P}_1 + \bar{i} \mathbf{P}_2 + \bar{j} \mathbf{P}_3 + \bar{k} \mathbf{P}_4) \end{aligned} \quad (1-15)$$

其中  $\Delta t$  為每次中斷的時間，而  $\mathbf{P}_1, \mathbf{P}_2, \mathbf{P}_3, \mathbf{P}_4$  的求法如下：

$$S = \Delta\theta_x^2 + \Delta\theta_y^2 + \Delta\theta_z^2 \quad (1-16)$$

$$\mathbf{P}_1 = 1 - S/8 \quad (1-17)$$

$$\mathbf{P}_2 = \Delta\theta_x \times (1/2 - S/48) - (\Delta\theta_y \Delta\theta_z^* - \Delta\theta_z \Delta\theta_y^*)/24 \quad (1-18)$$

$$\mathbf{P}_3 = \Delta\theta_y \times (1/2 - S/48) - (\Delta\theta_z \Delta\theta_x^* - \Delta\theta_x \Delta\theta_z^*)/24 \quad (1-19)$$

$$\mathbf{P}_4 = \Delta\theta_z \times (1/2 - S/48) - (\Delta\theta_x \Delta\theta_y^* - \Delta\theta_y \Delta\theta_x^*)/24 \quad (1-20)$$

其中  $\Delta\theta_x^*, \Delta\theta_y^*, \Delta\theta_z^*$  為陀螺儀之前一次中斷時間內的角度增量。

其次計算轉換後之四元素值：

$$\mathbf{q}_1(t + \Delta t) = \mathbf{q}_1(t) \mathbf{P}_1 - \mathbf{q}_2(t) \mathbf{P}_2 + \mathbf{q}_3(t) \mathbf{P}_3 - \mathbf{q}_4(t) \mathbf{P}_4 \quad (1-21)$$

$$\mathbf{q}_2(t + \Delta t) = \mathbf{q}_1(t) \mathbf{P}_2 + \mathbf{q}_2(t) \mathbf{P}_1 + \mathbf{q}_3(t) \mathbf{P}_4 - \mathbf{q}_4(t) \mathbf{P}_3 \quad (1-22)$$

$$\mathbf{q}_3(t + \Delta t) = \mathbf{q}_1(t) \mathbf{P}_3 - \mathbf{q}_2(t) \mathbf{P}_4 + \mathbf{q}_3(t) \mathbf{P}_1 + \mathbf{q}_4(t) \mathbf{P}_2 \quad (1-23)$$

$$\mathbf{q}_4(t + \Delta t) = \mathbf{q}_1(t) \mathbf{P}_4 + \mathbf{q}_2(t) \mathbf{P}_3 - \mathbf{q}_3(t) \mathbf{P}_2 + \mathbf{q}_4(t) \mathbf{P}_1 \quad (1-24)$$

(f) 取得加速儀之量測值與步驟 (b) 相同

(g) 將四元素轉換成方向餘弦矩陣

$$\mathbf{C}_b^t = \begin{bmatrix} \mathbf{q}_1^2 + \mathbf{q}_2^2 - \mathbf{q}_3^2 - \mathbf{q}_4^2 & 2(\mathbf{q}_2 \mathbf{q}_3 - \mathbf{q}_1 \mathbf{q}_4) & 2(\mathbf{q}_4 \mathbf{q}_2 + \mathbf{q}_1 \mathbf{q}_3) \\ 2(\mathbf{q}_4 \mathbf{q}_1 + \mathbf{q}_2 \mathbf{q}_3) & \mathbf{q}_1^2 - \mathbf{q}_2^2 + \mathbf{q}_3^2 - \mathbf{q}_4^2 & 2(\mathbf{q}_3 \mathbf{q}_4 - \mathbf{q}_1 \mathbf{q}_2) \\ 2(\mathbf{q}_4 \mathbf{q}_2 - \mathbf{q}_1 \mathbf{q}_3) & 2(\mathbf{q}_3 \mathbf{q}_4 + \mathbf{q}_1 \mathbf{q}_2) & \mathbf{q}_1^2 - \mathbf{q}_2^2 - \mathbf{q}_3^2 + \mathbf{q}_4^2 \end{bmatrix} \quad (1-25)$$

或改寫成

$$\mathbf{C}_b^t = \begin{bmatrix} C_{xx} & C_{xy} & C_{xz} \\ C_{yx} & C_{yy} & C_{yz} \\ C_{zx} & C_{zy} & C_{zz} \end{bmatrix} \quad (1-26)$$

其中每個元素代表一座標軸在另一座標系統中之方向餘弦，例如  $C_{xx}$ 、 $C_{xy}$ 、 $C_{xz}$  為彈體座標  $X$  軸在慣性座標中之三個方向餘弦，亦可視作載具座標  $X$  軸上單位向量在慣性座標之三分量。

所以可將將其中的九個元素，依行或列組成三個行向量(Column vector)：

$$\mathbf{C}_1 = \begin{bmatrix} C_{xx} \\ C_{yx} \\ C_{zx} \end{bmatrix} \quad \mathbf{C}_2 = \begin{bmatrix} C_{xy} \\ C_{yy} \\ C_{zy} \end{bmatrix} \quad \mathbf{C}_3 = \begin{bmatrix} C_{xz} \\ C_{yz} \\ C_{zz} \end{bmatrix} \quad (1-27)$$

及三個列向量(Row vector)

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_1 &= [C_{xx} \quad C_{xy} \quad C_{xz}] \\ \mathbf{R}_2 &= [C_{yx} \quad C_{yy} \quad C_{yz}] \\ \mathbf{R}_3 &= [C_{zx} \quad C_{zy} \quad C_{zz}] \end{aligned} \quad (1-28)$$

因行與列向量均正交座標軸上一單位向量之三向量，所以

$$\begin{aligned} \mathbf{C}_i \cdot \mathbf{C}_j &= 1 && \text{若 } i = j \\ \mathbf{C}_i \cdot \mathbf{C}_j &= 0 && \text{若 } i \neq j \end{aligned} \quad (1-29)$$

$i, j = x, y, z$

同理

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_i \cdot \mathbf{R}_j &= 1 && \text{若 } i = j \\ \mathbf{R}_i \cdot \mathbf{R}_j &= 0 && \text{若 } i \neq j \end{aligned} \quad (1-30)$$

所以各元素間並非完全獨立，事實上，九個元素中僅有三個元素獨立，所以三度空間中，一座標之方位(Orientation)對另一座標而言僅有三個自由度。

(h) 將載具的所有速度增量由載具座標轉換成切面座標

即以載具速度增量(載具座標)及方向餘弦矩陣為輸入，將載具的速度增量由載具座標轉為慣性座標，並且累加起來，即可得出載具在慣性座標的速度增量及累積值，以供計算導航位置及速度之用。

一般而言，載具之運動方程式為

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{R}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = \mathbf{a} + \mathbf{g} - 2\boldsymbol{\omega}_{ie} \times \mathbf{v} \end{cases} \quad (1-31)$$

其中

- $\mathbf{R}$ ：為載具在慣性座標之位置向量
- $\mathbf{v}$ ：為載具在慣性座標之速度向量
- $\mathbf{a}$ ：為載具受接觸力(Contact force)所生之加速度
- $\mathbf{g}$ ：為由地球引力(Gravitational force)所生之重力加速度
- $\boldsymbol{\omega}_{ie}$ ：為地球自轉角速率

加速儀僅能測出接觸力所致之加速度，欲求全部加速度，必須考慮地球引力所生的影響。而在式(1-31)中，向量 $\mathbf{R}$ 、 $\mathbf{v}$ 、 $\mathbf{g}$ 通常均由其在慣性座標中之分量表示，在固

裝式系統內，三個加速儀是直接安裝在載具上，故輸出之加速度  $\mathbf{a}$  係為彈體座標(Body axes)上之三個加速度分量，故式 (1-31) 如果成立，則其每一向量均須以同一座標之分量表示。

所以首先須將加速度  $\mathbf{a}$  由載具座標轉換至慣性座標。對於不同參考點的座標系統，彼此之間有一定的轉換關係，藉著這個轉換過程，可以將不同參考點的座標轉換到相同的座標系統，以便作更進一步的計算，這種轉換的過程，謂之「座標轉換」。一般而言，常見座標轉換的方法有二：其一是方向餘弦矩陣 (Direction Cosine Matrix)，其二是尤拉角 (Eular Angle)。

在此，我們使用方向餘弦矩陣的轉換方法。即

$$\Delta \mathbf{v}^t = \mathbf{C}_b^t \Delta \mathbf{v}^b \quad (1-32)$$

其中  $\mathbf{t}$ ， $\mathbf{b}$  分別表示慣性 (切面) 座標，及載具座標。

(i) 計算慣性座標系的速度及位置

我們將輸入載具速度增量、慣性座標速度值，而求得中間點 ( $t = t + \Delta t / 2$ ) 及終端 ( $t = t + \Delta t$ ) 之慣性導航座標的速度及位置。慣性座標系的導航方程式即為式 (1-31)，而式 (1-31) 可

改寫成差分方程式

$$\begin{cases} \Delta \mathbf{R} = \mathbf{v} \Delta t \\ \Delta \mathbf{v} = \mathbf{a} \Delta t + \mathbf{g} \Delta t - 2\boldsymbol{\omega}_{ie} \times \mathbf{v} \Delta t \end{cases} \quad (1-33)$$

中間點 ( $t = t + \Delta t / 2$ ) 的速度位置為

$$\begin{cases} \mathbf{v}_m(t + \frac{\Delta t}{2}) = \mathbf{v}_m(t) + \mathbf{g}(t) \times \Delta t / 2 \\ \mathbf{R}_m(t + \frac{\Delta t}{2}) = \mathbf{R}(t) + \mathbf{v}_m(t + \frac{\Delta t}{2}) / 2 \end{cases} \quad (1-34)$$

終端 ( $t = t + \Delta t$ ) 的速度位置為

$$\begin{cases} \mathbf{v}(t + \Delta t) = \mathbf{v}(t) + [\mathbf{g}(t + \frac{\Delta t}{2}) - 2\boldsymbol{\omega}_{ie} \mathbf{v}(t + \frac{\Delta t}{2})] \Delta t \\ \mathbf{R}(t + \Delta t) = \mathbf{R}(t) + \frac{1}{2} [\mathbf{v}(t) + \mathbf{v}(t + \Delta t)] \Delta t \end{cases} \quad (1-35)$$

(j) 重力模式

輸入彈體的位置，經過重力模式的計算，即可得到在慣性導航座標下重力加速度的三分量。重力在當地 (Local) 水平座標的北東下三個分量 (N、E、D) 可表示如下

$$\mathbf{g}_N^L = \mathbf{G}_{c1} \times \mathbf{H} \quad (1-36)$$

$$\mathbf{g}_E^L = 0 \quad (1-37)$$

$$\mathbf{g}_D^L = \mathbf{G}_{c2} \times (1 - \mathbf{G}_{c3} \times \mathbf{H}) \quad (1-38)$$

其中參數

$$\mathbf{G}_{c1} = 1.63 \times 10^{-8} \times \sin L \times \cos L$$

$$\mathbf{G}_{c2} = 9.7803522 + 0.05163042 \times \sin^2 L + 2.294569 \times 10^{-4} \times \sin^4 L$$

$$G_{c3} = 3.1570474 \times 10^{-7} - 2.1026532 \times 10^{-9} \times \sin^2 L$$

$L$ ：緯度

$H$ ：高度

將當地水平座標重力值轉換為切面座標（即導航座標）重力值，關係式如下：

$$\mathbf{g}' = \mathbf{C}_L' \mathbf{g}^L, \mathbf{C}_L' = \begin{bmatrix} 1 & \Delta\ell \sin L_0 & -\Delta L \\ -\Delta\ell \sin L_0 & 1 & -\Delta L \cos L_0 \\ \Delta L & \Delta\ell \cos L_0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1-39)$$

其中

$L_0$ ：初始緯度

$\Delta L$ ：緯度增量

$\Delta\ell$ ：經度增量

$$\text{而 } \Delta L \approx \frac{R_X}{R_\phi - R_Z}, \Delta\ell \approx \frac{R_Y}{(R_\phi - R_Z) \cos L_0}$$

$$H = \left( R_X^2 + R_Y^2 + (R_\phi - R_Z)^2 \right)^{\frac{1}{2}} - R_\phi$$

$R_X, R_Y, R_Z$ ：彈體所在位置

$R_\phi$ ：地球半徑

經由計算可知導航座標重力的三個分量為：

$$\mathbf{g}'_N = \mathbf{g}_N - \mathbf{g}_D \times \Delta L \quad (1-40)$$

$$\mathbf{g}'_E = -\Delta\ell \times (\mathbf{g}_N \sin L_0 + \mathbf{g}_D \cos L_0) \quad (1-41)$$

$$\mathbf{g}'_D = \mathbf{g}_N \times \Delta L + \mathbf{g}_D \quad (1-42)$$

式(1-40~42)可作為下次計算式(1-36~38)使用。

(k) 收集下一時刻陀螺儀及加速儀之輸出資料及求出載具姿態由式(3-21~24)可求得轉換後之載具滾轉角、俯仰角及偏航角。

$$\phi = \tan^{-1} \left( \frac{2(q_3 q_4 + q_1 q_2)}{q_1^2 + q_4^2 - q_2^2 - q_3^2} \right) \quad (1-43)$$

$$\theta = \sin^{-1} (-2(q_2 q_4 - q_1 q_3)) \quad (1-44)$$

$$\psi = \tan^{-1} \left( \frac{2(q_2 q_3 + q_1 q_4)}{q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 - q_4^2} \right) \quad (1-45)$$

由式(1-35)亦可求得速度及位置

#### 4.7 GPS/DR 複合式導航系統之理論

本研究是採用分散式閉迴路複合法作為系統架構。它是以三個單軸加速儀和三個單軸陀螺儀，整合GPS的資料，加入到卡門濾波器中，以求得最佳之定位資訊。而後再顯示在



GIS系統上，以實現實際2D導航的複合式定位系統，如圖11所示之分散式閉迴路卡門濾波器的整合方式。

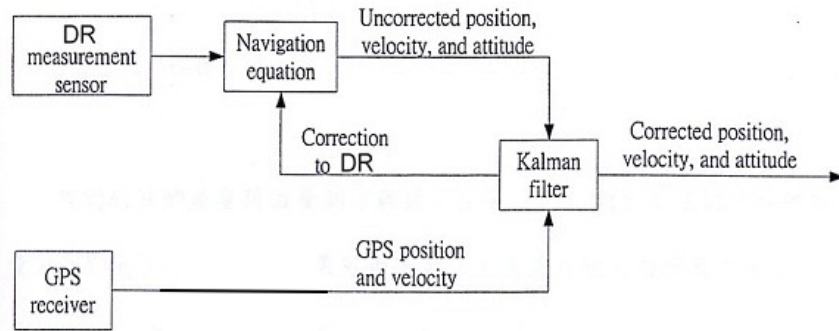


圖11 分散式閉迴路卡門濾波器系統圖

GPS/DR的整合方式，主要是考慮各系統的特性，取各家的優點，達到互補的功能，其特性如表1與表2所示。

	GPS
優點	1. 全球性
	2. 即時性
	3. 高精度
	4. 長時間穩定
缺點	1. 受遮蔽而失效

表1 GPS優缺點比較表

	INS
優點	1. 自主性高
	2. 全天候
	3. 短時間穩定
缺點	1. 需要初始值
	2. 長時間會發散

表2 INS優缺點比較表

### 慣性導航系統的誤差動態方程式

根據牛頓力學定理，在以地球北、東、下 (N, E, D) 之導航座標下推導出來，如下：

$$\begin{aligned}
 \delta \dot{\mathbf{v}} + (\boldsymbol{\Omega} + \boldsymbol{\omega}) \times \delta \mathbf{v} &= \Delta - \delta \boldsymbol{\varphi} \times \mathbf{f} + \Delta \mathbf{g} \\
 \delta \dot{\mathbf{r}} + \boldsymbol{\rho} \times \delta \mathbf{r} &= \delta \mathbf{v} \\
 \delta \dot{\boldsymbol{\varphi}} + \boldsymbol{\omega} \times \delta \boldsymbol{\varphi} &= \boldsymbol{\varepsilon}
 \end{aligned}
 \tag{1-46}$$

- 其中：
- $\delta \mathbf{v}$  是載具在導航座標上的速度誤差向量
  - $\delta \mathbf{r}$  是載具在導航座標上的位置誤差向量
  - $\delta \boldsymbol{\varphi}$  是載具在導航座標上的姿態誤差向量
  - $\boldsymbol{\Omega}$  地球自轉角速度向量
  - $\boldsymbol{\omega}$  地球自轉角速度在慣性座標系統的分量
  - $\Delta$  是加速儀在導航座標上的誤差向量
  - $\mathbf{f}$  是載具在導航座標上的比力 (Specific Force, 載具的加速度和所在位置的  
重力加速度之比)
  - $\Delta \mathbf{g}$  是重力加速度模式的誤差向量
  - $\boldsymbol{\rho}$  是載具在導航座標上對地球的旋轉角速度向量
  - $\boldsymbol{\varepsilon}$  是陀螺儀在導航座標上的誤差向量

而地球自轉角速度向量在導航參考座標上的向量  $\boldsymbol{\Omega}$  則為：

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_e \cos L \\ 0 \\ -\Omega_e \sin L \end{bmatrix} \quad (1-47)$$

其中：  $L$  是 INS 所在的緯度， $\Omega_e$  是地球自轉角速率。

若考慮地球的經緯度及地球自轉的角速度向量，則載具在慣性座標系統的旋轉角速度  $\omega$  可表示為：

$$\omega = \Omega + \rho \quad (1-48)$$

$$\rho = \begin{bmatrix} \dot{\lambda} \cos L \\ -\dot{L} \\ -\dot{\lambda} \sin L \end{bmatrix} \quad (1-49)$$

其中：  $\lambda$  為載具的經度 (Longitude)。

式 (4-1) 中運算子 (Operator)  $\times$  之定義如下

$$\left( \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} \times \right) = \begin{bmatrix} 0 & -a_z & a_y \\ a_z & 0 & -a_x \\ -a_y & a_x & 0 \end{bmatrix} \quad (1-50)$$

由式 (4-1~4) 可得 INS 的狀態誤差方程式為：

$$\delta \dot{X}_{INS}(t) = A_{INS} \delta X_{INS}(t) + \eta_{INS}(t) \quad (1-51)$$

$$X_{INS} = [r_N, r_E, r_D, v_N, v_E, v_D, \varphi_N, \varphi_E, \varphi_D]^T \quad (1-52)$$

$$A_{INS} = \begin{bmatrix} 0 & -\dot{\lambda}sL & \dot{L} & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \dot{\lambda}sL & 0 & \dot{\lambda}cL & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\dot{L} & -\dot{\lambda}cL & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{g}{R} & 0 & 0 & 0 & -2(\Omega+\dot{\lambda})sL & \dot{L} & 0 & -f_D & f_E \\ 0 & -\frac{g}{R} & 0 & 2(\Omega+\dot{\lambda})sL & 0 & 2(\Omega+\dot{\lambda})cL & f_D & 0 & -f_N \\ 0 & 0 & \frac{2g}{R} & -\dot{L} & -2(\Omega+\dot{\lambda})cL & 0 & -f_E & f_N & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -(\Omega+\dot{\lambda})sL & \dot{L} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & (\Omega+\dot{\lambda})sL & 0 & (\Omega+\dot{\lambda})cL \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\dot{L} & -(\Omega+\dot{\lambda})cL & 0 \end{bmatrix} \quad (1-53)$$

$$\eta_{INS} = [0 \ 0 \ 0 \ \Delta_N \ \Delta_E \ \Delta_D \ \varepsilon_N \ \varepsilon_E \ \varepsilon_D]^T \quad (1-54)$$

式 (1-53) 中  $sL$  和  $cL$  分別定義為： $sL \equiv \sin(L)$  及  $cL \equiv \cos(L)$ 。

$R$  為載具與地心之距離， $g$  為重力加速度。

接著我們做整體性的考慮，考慮陀螺儀和加速儀的誤差分析。整個 INS 的誤差模型可擴增 (Augment) 如下：

$$\delta \dot{X}_{INS} = A_{INS} \delta X_{INS} + \eta_{INS} \quad (1-55)$$

$$\delta\dot{\mathbf{X}}_{GYRO} = \mathbf{A}_{GYRO}\delta\mathbf{X}_{GYRO} + \omega_{GYRO} \quad (1-56)$$

$$\delta\dot{\mathbf{V}}_{acc} = \delta\dot{\mathbf{V}}_{acc}(\text{Previous}) + (\mathbf{B}_{acc} + \mathbf{f}_{acc}\mathbf{SF}_{acc})\mathbf{T} \quad (1-57)$$

由式 (1-55)、(1-56)、(1-57) 可得

$$\delta\dot{\mathbf{X}}_{TRUE} = \mathbf{A}_{TRUE}\delta\mathbf{X}_{TRUE} + \eta_{TRUE} \quad (1-58)$$

其中

$$\mathbf{X}_{TRUE} = [\mathbf{r}_N, \mathbf{r}_E, \mathbf{r}_D, \mathbf{v}_N, \mathbf{v}_E, \mathbf{v}_D, \varphi_N, \varphi_E, \varphi_D, \omega_{vN}, \omega_{vE}, \omega_{vD}, \mathbf{B}_N, \mathbf{B}_E, \mathbf{B}_D, \mathbf{SF}_N, \mathbf{SF}_E, \mathbf{SF}_D]^T \quad (1-59)$$

$$\mathbf{A}_{TRUE} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{A}_{INS} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{f}_{3 \times 3} \\ & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ & \mathbf{A}_{GYRO} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{9 \times 9} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (1-60)$$

$$\mathbf{f}_{3 \times 3} = \begin{bmatrix} \mathbf{f}_N & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{f}_E & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{f}_D \end{bmatrix} \quad (1-61)$$

$$\eta_{TRUE} = \left[ 0, 0, 0, \Delta_N, \Delta_E, \Delta_D, 0, 0, 0, \sqrt{\frac{2\sigma^2_{GN}}{\tau_{GN}}}\omega_N(t), \sqrt{\frac{2\sigma^2_{GE}}{\tau_{GE}}}\omega_E(t), \sqrt{\frac{2\sigma^2_{GD}}{\tau_{GD}}}\omega_D(t), 0, 0, 0, 0, 0, 0 \right]^T \quad (1-62)$$

由這些狀態方程式，我們就可以詳細且完整的分析出整個INS的誤差。

### 全球定位系統誤差動態方程式

GPS 誤差最主要的來源是接收機時鐘偏差量 (User Clock Bias) 和時鐘漂移量 (User Clock Drift)，所以我們在建立 GPS 的動態方程式時，就是以此兩項誤差為主要考量因素。

GPS 的動態方程式，可由 8 個分量來表示，前三個分量為  $\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \mathbf{x}_3$ ，表示使用者的位置。第四個分量為  $\mathbf{x}_4$ ，表示使用者的時鐘偏差量 (User Clock Bias)。  $\mathbf{x}_5, \mathbf{x}_6, \mathbf{x}_7$ ，表示使用者的速度分量。  $\mathbf{x}_8$  表使用者的時鐘漂移量 (User Clock Drift)。所以其動態方程式可描述如下：

$$\begin{aligned}
\dot{x}_1 &= x_5 \\
\dot{x}_2 &= x_6 \\
\dot{x}_3 &= x_7 \\
\dot{x}_4 &= x_8 + \eta_p \\
\dot{x}_5 &= -\left(\frac{1}{\tau_v}\right)x_5 + \eta_v \\
\dot{x}_6 &= -\left(\frac{1}{\tau_v}\right)x_6 + \eta_v \\
\dot{x}_7 &= -\left(\frac{1}{\tau_v}\right)x_7 + \eta_v \\
\dot{x}_8 &= -\left(\frac{1}{\tau_f}\right)x_8 + \eta_f
\end{aligned} \tag{1-62}$$

其中  $\tau_v, \tau_f$  是速度和時鐘漂移量的時間常數 (Time Constant)

$\eta_v, \eta_f, \eta_p$  是外加的輸入雜訊 (Additive Random Noise)

上式可寫成狀態方程式，如下：

$$\dot{X}_{GPS} = A_{GPS} X_{GPS}(t) + \eta_{GPS}(t) \tag{1-63}$$

$$\text{其中 } X_{GPS} = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ x_7 \ x_8]^T \tag{1-64}$$

$$\eta_{GPS} = [0 \ 0 \ 0 \ \eta_p \ \eta_v \ \eta_v \ \eta_v \ \eta_f]^T \tag{1-65}$$

$$A_{GPS} = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 4} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 1} \\ 0_{1 \times 4} & 0_{1 \times 3} & 1 \\ 0_{3 \times 4} & -\frac{1}{\tau_v} \times I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 1} \\ 0_{1 \times 4} & 0_{1 \times 3} & -\frac{1}{\tau_f} \end{bmatrix} \tag{1-66}$$

又其中  $0_{n \times m}$  是  $n \times m$  的零矩， $I_{3 \times 3}$  是  $3 \times 3$  的單位矩陣

#### 4.8 卡門濾波器(Kalman Filter)

自從 1960 年卡門 (Kalman) 利用狀態空間法直接作系統之最佳估測，重解了韋納 (Wiener) 濾波器的動態方程式後，造成控制系統理論方面的突破性進展，這種濾波器被稱為卡門濾波器 (Kalman filter)。卡門濾波器不僅可做動態系統的狀態估測，亦可做整個估測系統的性能分析，所以卡門濾波器的成功發展對於解決控制系統方面的問題，有著莫大的貢獻。

我們假設一個連續或數位(Continuous or Discrete)隨機系統(Stochastic System)，它的系統和量測模型(Plant and Measurement)，可描述如下表所示：

表 3 卡門濾波器系統描述表

Model	Continuous Time	Discrete Time
Plant Equation	$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + Bw(t)$	$x_k = \Phi_{k-1}x_{k-1} + \Gamma w_{k-1}$
Measurement Equation	$z(t) = H(t)x(t) + v(t)$	$z_k = H_k x_k + v_k$
Plant Noise	$E\langle w(t) \rangle = 0$ $E\langle w(t)w^T(s) \rangle = \delta(t-s)Q(t)$	$E\langle w_k \rangle = 0$ $E\langle w_k w_i^T \rangle = \Delta(k-i)Q_k$
Measurement	$E\langle v(t) \rangle = 0$ $E\langle v(t)v^T(s) \rangle = \delta(t-s)R(t)$	$E\langle v_k \rangle = 0$ $E\langle v_k v_i^T \rangle = \Delta(k-i)R_k$

現在定義其初始狀態(Initial Value)的平均值(Mean)是  $x_0$ ，且其估測誤差共變異矩陣(Covariance)是  $P_0$ 。

我們的目的是估測出在時刻最佳的狀態變數向量  $x_k$  (即  $\hat{x}_k$ )，其估測效果則視下列性能指標(Performance Index)而定：

$$P_k = E[x_k - \hat{x}_k]^T M [x_k - \hat{x}_k] \quad (1-67)$$

其中 M 是對稱非負定之加權矩陣(Symmetric Non-negative Definite Weighting Matrix)；而後利用正交定理(Orthogonality Principle)，求出修正估測值所需的更新資料(Innovations)，使得性能指標滿足下式最低值之需求：

$$E\{[x_k - \hat{x}_k(+)]z_i^T\} = 0, i = 1, 2, 3, \dots, k-1 \quad (1-68)$$

經過一連串的代數運算之後，即可得出數位卡門濾波器的公式解，如下表所示：

表 4 卡門濾波器之公式解

System dynamic model	$\delta x_k = \Phi_{k-1} \delta x_{k-1} + \Gamma w_{k-1}$ $w_k \sim N(0, Q_k)$
Measurement model	$\delta z_k = H_k \delta x_k + v_k$ $v_k \sim N(0, R_k)$
Initial condition	$E\{\delta x_0\} = \delta \hat{x}_0$ $E\{\delta \tilde{x}_0 \delta \tilde{x}_0^T\} = P_0$
Independence assumption	$E\{w_k v_i^T\} = 0$
State estimate extrapolation	$\delta \hat{x}_k(-) = \Phi_{k-1} \delta \hat{x}_{k-1}(+)$
Error covariance extrapolation	$P_k(-) = \Phi_{k-1} P_{k-1}(+) \Phi_{k-1}^T + \Gamma_{k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k-1}^T$
Kalman gain matrix	$K_k = P_k(-) H_k^T [H_k P_k(-) H_k^T + R_k]^{-1}$
State estimate observation update	$\delta \hat{x}_k(+) = \delta \hat{x}_k(-) + K_k [z_k - H_k \delta \hat{x}_k(-)]$
Error covariance update	$P_k(+) = [I - K_k H_k] P_k(-)$

我們討論一個數位系統(Discrete System)以及量測值(Measurement)，系統狀態更新(Update)和卡門濾波器之間的運算方塊，如圖12所示，從圖中可瞭解到卡門濾波器，對於一個數位系統，如何利用系統量測值，做出最佳估測。

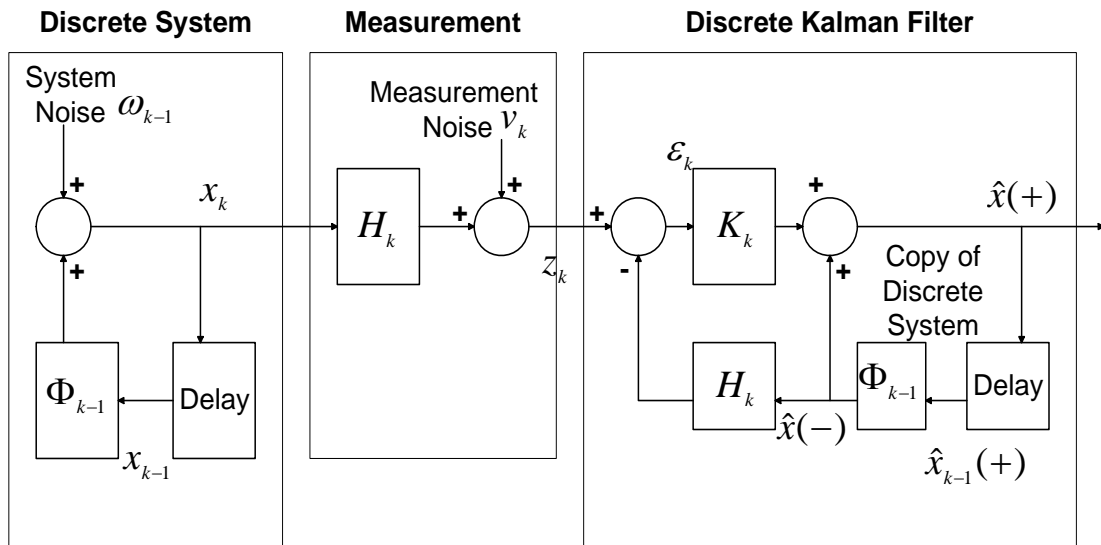


圖12 卡門濾波器的運算方塊圖

#### 4.9 GPS/INS 整合系統架構

本實驗採用分散式閉迴路複合法架構整合GPS與INS。本節將說明如何建立INS實驗系統的模型(Model)及卡門濾波器。而汽車載具與導航座標之關係，如圖13所示：

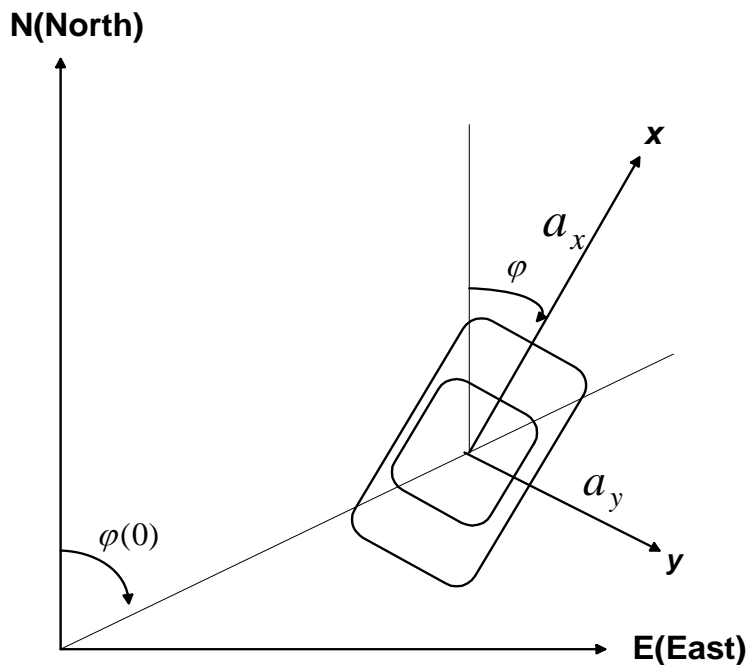


圖13 汽車載具與導航座標關係圖

其中 N,E:導航座標(經緯度座標)

x,y: 汽車載具座標

$a_x$ : 載具x軸方向之加速度( $M/sec^2$ )

$a_y$  : 載具y軸方向之加速度 ( $M/sec^2$ )

$\varphi$  : 載具X軸相對於北方之偏航角(Rad)(順時鐘方向)

$\varphi(0)$  : 載具之起始偏航角(Rad) (順時鐘方向)

為了量測載具之偏航(yawing)角速度，我們使用陀螺儀量測之，於實驗前先以指南針或電羅盤量測載具之起始偏航角  $\varphi(0)$ 。實驗時，將量測到的角速度經  $dt(20mS)$  時間積分後，即可得到載具之實際偏航角  $\varphi$ 。

加速儀的裝置方式是將兩組加速儀之感測軸與汽車載具之x、y軸重合，則當汽車有加速度運動時，加速儀將分別量測到載具座標上之加速度  $a_x$  與  $a_y$ 。此加速度量必須先經座標轉換至導航座標上而後進行積分的動作。其座標轉換的原理如圖14所示。

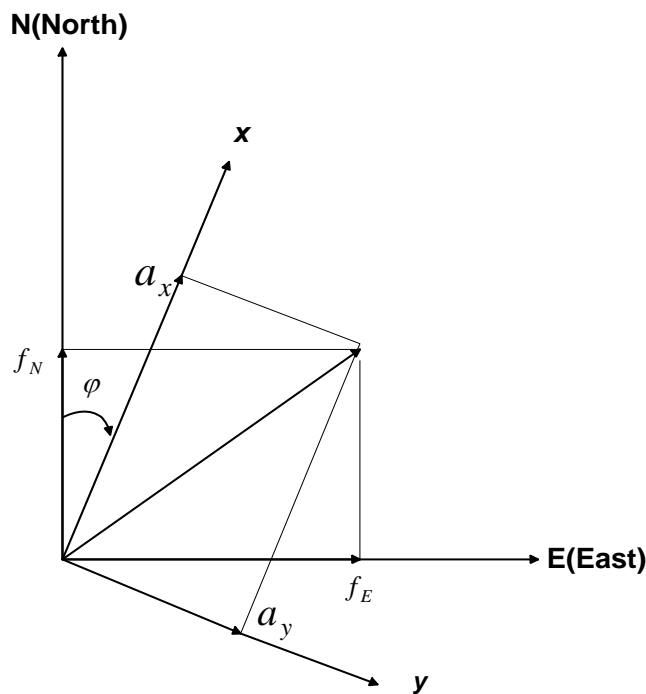


圖14 加速度座標轉換示意圖

$$\begin{bmatrix} f_N \\ f_E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\varphi) & -\sin(\varphi) \\ \sin(\varphi) & \cos(\varphi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \end{bmatrix} \quad (1-69)$$

$$\begin{aligned} V_N(k+1) &= V_N(k) + f_N \cdot dt \\ V_E(k+1) &= V_E(k) + f_E \cdot dt \end{aligned} \quad (1-70)$$

$$\begin{aligned} P_N(k+1) &= P_N(k) + V_N(k) \cdot dt + \frac{1}{2} f_N \cdot dt^2 \\ P_E(k+1) &= P_E(k) + V_E(k) \cdot dt + \frac{1}{2} f_E \cdot dt^2 \end{aligned} \quad (1-71)$$

$f_N$ 、 $f_E$  : 載具在導航座標上向北、及向東方之加速度分量 ( $M/sec^2$ )

$V_N$ 、 $V_E$ ：載具在導航座標上向北、及向東方之速度分量(M/sec)

$P_N$ 、 $P_E$ ：載具在導航座標上向北、及向東方之位置分量(Meter)

因為GPS接收機所送出的資料為Raw Data，必須先使用衛星軌道六元素計算出衛星位置，再利用最小平方差法(weighted least-squares Method, WLS)求出汽車座標後，才能與INS進行整合。

考慮如圖4.7 的載具系統狀況，若我們選用偏航姿態角誤差、角速度誤差、導航座標下載具之位置誤差、速度誤差、加速儀之原差(Bias)及比例因子(Scale Factor)誤差為系統之誤差狀態(States)，則系統狀態誤差方程式可表示如下：

$$\delta\dot{X}(t) = A\delta X(t) + Bw(t) \quad (1-72)$$

系統誤差狀態向量

$$\delta X(t) = [\delta P_N \quad \delta P_E \quad \delta V_N \quad \delta V_E \quad \delta\varphi \quad \delta\omega \quad \delta B_{ax} \quad \delta B_{ay} \quad \delta B_G \quad \delta SF_N \quad \delta SF_E \quad \delta SF_G]^T$$

系統誤差狀態矩陣A=

$$\begin{bmatrix} 0 & -\dot{\lambda}_I sL & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \dot{\lambda}_I sL & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -g/Re & 0 & 0 & -\dot{\lambda}_I sL & f_E & 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi & 0 & f_N & 0 & 0 \\ 0 & -g/Re & \dot{\lambda}_I sL & 0 & -f_N & 0 & \sin\varphi & \cos\varphi & 0 & 0 & f_E & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \omega \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1/\tau_G & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1/\tau_{ax} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1/\tau_{ay} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (1-73)$$

其中：

$$\dot{\lambda}_I = \frac{V_E}{R_e \cos L}$$

$$sL = \sin L$$

$$g \approx 9.8m/sec^2 \quad (\text{重力}g\text{值})$$

$\delta P_N, \delta P_E$ ：載具在導航座標上之位置誤差

$\delta V_N, \delta V_E$ ：載具在導航座標上之速度誤差

$\delta\varphi$ ：載具在導航座標上之偏航角誤差

$\delta\omega$ ：載具之角速度誤差

$\delta B_{ax}, \delta B_{ay}$ ：加速儀之偏量誤差(Bias Error)



$\delta SF_N, \delta SF_E$  : 加速儀之比例因子誤差

$\delta B_G$  : 陀螺儀之偏量誤差(Bias Error)

$\delta SF_G$  : 陀螺儀之比例因子誤差

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (1-74)$$

$$w(t) = \left[ \Delta_N \quad \Delta_E \quad \varepsilon \quad Q_{GYRO} \omega(t) \quad \omega_{ax} \quad \omega_{ay} \right]^T$$

其中：

$\Delta_N, \Delta_E$  : 加速儀向北及向東方之隨機誤差

$\varepsilon$  : 陀螺儀零亂偏差(Random bias)

$Q_{GYRO} \omega(t)$  : 陀螺儀的隨機誤差 (Random Noise)

$\omega_{ax}, \omega_{ay}$  : 向北及向東方加速儀的隨機誤差 (Random Noise)

而觀測(Measurement)方程式可表示如下：

$$z(t) = H(t)x(t) + v(t) \quad (1-75)$$

觀測向量

$$H(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (1-76)$$

$w(t), v(t)$  : 為不相關(Uncorrected)之白色雜訊(White Noise)

接下來我們要將式(1-72)數位化，由系統狀態誤差矩陣A，我們可知系統並非完全線性；然卡門濾波器主要是針對線性系統，即使如此，我們亦可視非線性系統在微小變動範圍下為線性，所以系統狀態誤差向量可表示成：

$$\delta X(t) = \Phi(t)\delta X(0) + \int_0^t \Phi(t, \tau)Bw(\tau)d\tau \quad (1-77)$$

其中  $\Phi(t) = e^{\int_0^t A(\tau)d\tau}$ ，可表示成泰勒展開式(Taylor Series)

$$\Phi = \sum_{k=0}^{\infty} \frac{1}{k!} (A \cdot dt)^k \quad (1-78)$$

因dt(20mS)很小，我們可將高階項捨去，求其四階之近似解得：

$$\Phi = I + A \cdot dt + \frac{1}{2!} (A \cdot dt)^2 + \frac{1}{3!} (A \cdot dt)^3 + \frac{1}{4!} (A \cdot dt)^4 \quad (1-79)$$

定義  $\Gamma = \int_0^{dt} \Phi(\tau)Bd\tau$

由以上推導，我們可以得到系統之數位化差分方程式如下：

$$\delta X(k+1) = \Phi\delta X(k) + \Gamma w(k) \quad (1-80)$$

系統差分方程式得出後，接著我們要求取狀態變數誤差及系統之共變異矩陣  $P_k$  及  $Q_k$ ，如下所示：

$$P_k = \begin{bmatrix} \sigma_{P_N}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{P_E}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{V_N}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{V_E}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\phi}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\omega}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_B^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_B^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (1-81)$$

$$Q_k = \begin{bmatrix} \sigma_{f_N}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{f_E}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{\omega}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (1-82)$$

於實驗前我們先讓載具於靜止狀態，然後輸入載具之起始偏航角  $\varphi(0)$ ，計算系統之初始共變異量，其計算的方式如下所示：

$$\sigma_{P_{N,E}} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (P_{N,E}(k) - \mu_{P_{N,E}})^2} \quad (\text{位置誤差之初始共變異量})$$

$$\sigma_{V_{N,E}} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (V_{N,E}(k) - \mu_{V_{N,E}})^2} \quad (\text{速度誤差之初始共變異量})$$

$$\sigma_{\varphi} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (\varphi(k) - \mu_{\varphi})^2} \quad (\text{偏航角誤差之初始共變異量})$$

$$\sigma_{\omega} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (\omega(k) - \mu_{\omega})^2} \quad (\text{角速度誤差之初始共變異量})$$

$$\sigma_{f_{N,E}} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (f_{N,E}(k) - \mu_{f_{N,E}})^2} \quad (\text{加速度誤差之初始共變異量})$$

$\sigma_B$ ：加速儀原差之初始共變異量

由於系統取樣週期為20mS，我們取4秒鐘的時間計算初始共變異量，所以N=200。其中  $P_{N,E}(k)$ ， $V_{N,E}(k)$ ， $\varphi(k)$ ， $\omega(k)$ 及  $f_{N,E}(k)$  分別代表時k刻所計算出的位置，速度、偏航角、角速度及加速度值； $\mu_{P_{N,E}}$ ， $\mu_{V_{N,E}}$ ， $\mu_{\varphi}$ ， $\mu_{\omega}$ 及  $\mu_{f_{N,E}}$  分別為位置、速度、偏航角、角速度及加速度之N次取樣平均值。

在實驗中，我們給定  $R_k$  後，就可將所有共變異矩陣  $P_k, Q_k, R_k$  代入4.4節卡門濾波器的公式中運算，經每20mS疊代運算一次，即可得最佳卡門增益矩陣  $K_k$  及INS的狀態誤差估測值，再以此估測值修正INS，則可得最佳導航解。其  $R_k$  設定如下：

$$R_k = \begin{bmatrix} \sigma_{P_{N_g}}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{P_{E_g}}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{V_{N_g}}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{V_{E_g}}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\varphi_g}^2 \end{bmatrix} \quad (1-83)$$

其中  $\sigma_{P_{N_g}}, \sigma_{P_{E_g}}$  為GPS位置雜訊誤差之共變異量， $\sigma_{V_{N_g}}, \sigma_{V_{E_g}}$  為GPS速度雜訊誤差之共變異量，

$\sigma_{\varphi_g}$  為GPS偏航角雜訊誤差之共變異量，其中  $\varphi_g = \tan^{-1}\left(\frac{V_{E_g}}{V_{N_g}}\right)$ 。

#### 4.10 數位訊號處理器(DSP)

數位訊號處理 (DSP, Digital Signal Processing/Digital Signal Processor) 乃是利用各種數學運算單元 (MPU)，以完成類比/數位間的數學運算，及轉換之處理方法。運用特定的積體電路 (IC) 以完成一數位方法的運算處理器，稱之為 Digital Signal Processor-DSP CPU，其處理過程稱為數位訊號處理 (Digital Signal Processing DSP)。

隨著演算法與硬體的日漸複雜化，傳統的單晶片如 8051 (最快 40Mhz)、及 Peripheral Interface Controller (PIC) 等，已經無法達到使用者在速度、運算能力上所要的需求。但是如果想要設計 ASIC 或是 FPGA 晶片，則遇到設計、測試與製造時間較長的問題，再加上目前 DSP (Digital Signal Processor) 編譯除錯軟體的成熟，使得 DSP 的使用，變成了一條較方便、快速且準確的解決之道。

在 1982 年，德州儀器公司 (Texas Instrument, TI) 發表了 TMS320 系列中第一顆定點式 (Fixed Point) 運算的數位訊號處理器 DSP TMS320C10，到目前為止，則已經有了 C67x 浮點運算的 DSP，以及多處理器的 DSP 問世。TI 的 TMS320 系列產品，均擁有類似 CPU 的架構。但分別有不同大小的內建記憶體及周邊，以達成不同應用的目的。另外，由於記憶體及周邊整合在一個單一的晶片內，TMS320 DSP 可降低整個系統成本，和節省電路空間。說明了 TMS320 各系列的特有功能及分類。TI DSP TMS320 系列是由定點、浮點，及多 CPU 核心的數位信號處理器所組成。TMS320 是針對即時信號處理之應用而設計，同時具備了許多優點，如：

- (1) 非常有彈性的指令集 (Instruction Set)
- (2) 保有操作上的靈活性
- (3) 高速的性能
- (4) 創新的管線接力式作業 (Pipeline)
- (5) 合乎經濟效益
- (6) 和 C 語言一樣會使設計者感到有親切感的架構

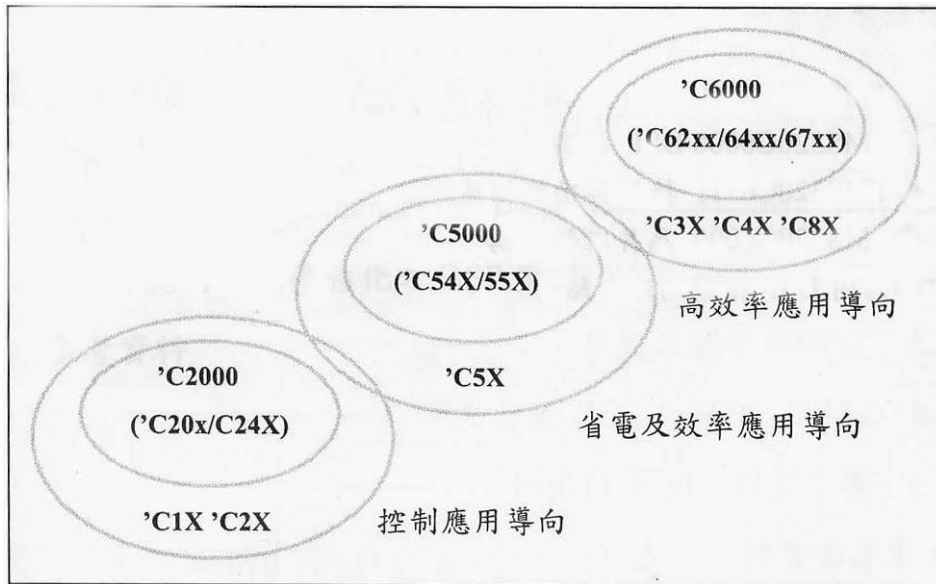


圖 15 TMS320 各系列的特有功能及分類示意圖

### TI TMS320C6711 DSK

C6711DSK(DSP Start Kit)是美商德州儀器所推出的一套，以低價位、容易使用操作的 DSP 發展板，架構在 TMS320C6711 浮點運算處理器上，最高每秒可執行 900 個百萬浮點運算指令(MFLOPS)。C6711DSK 是以平行並列埠介面，作為與 PC 溝通的一個橋樑，以進行 DSP 程式的模擬與除錯。C6711DSK 為一塊目標板(target board)，可評估與驗證 TMS320C6711DSP 處理器之特性，與進行軟體測試與硬體發展，以決定是否符合實際開發需求。TMS320C6711DSK 特色敘述如下：

- (1) 以時脈速為 150MHz 的 C6711 晶片作為處理核心，最高可執行 900 個百萬浮點運算指令(MFLOPS)。
- (2) 對於外部記憶體介面(EMIF)支援 100MHz 時脈。
- (3) 板子上具有並列埠控制器(Parallel Port Controller, PPC)，可支援 PC 的標準並列埠。
- (4) 提供 JTAG 及並列埠兩種傳輸方式，與 PC 作連接。
- (5) 提供兩顆總容量為 16M Bytes 100MHz 時脈的動態存取記憶體(SDRAM)。
- (6) 提供 128K Byte 的可程式化 Flash 記憶體，並可做清除寫入動作。
- (7) 具有 8 位元的記憶體映射空間，可控制板子上的 LED 與 Switch DTP。
- (8) 提供 16 位元之 HPI(Host Port Interface)，可供 HOST 存取 DSP 記憶體資料。
- (9) 兩組 3.5mm 音源接頭，可作為類比的輸入與輸出。
- (10) 提供兩組分別為 1.8V 與 3.3V 的直流電源，以供應 C6711DSP 核心電壓與外部 I/O Buffer 使用。
- (11) 提供擴充記憶體與周邊連接埠之介面埠。
- (12) 具有 TLC320AD535 類比數位轉換器，提供類比資料的聲音轉換。
- (13) 提供四個外部中斷(INT4、INT5、INT6、INT7)，供使用者與外部介面作訊號通訊及重置設定。

圖 16 為 C6711DSK 的實際模組示意圖。其中包括了並列埠與 PC 作溝通外，亦可經由 XDS510 EMULATOR JTAG 介面，與 PC 作通訊傳輸。並可利用 EMIF (External Memory

Interface)，與 SDRAM、Flash ROM，及外部擴充裝置，進行資料存取。除此之外還提供 TLC320AD535 晶片，作為外界類比訊號與 DSP 溝通之類比數位轉換器(ADC)。更提供兩個音源接頭，用來連接麥克風及喇叭，以供類比的輸入與輸出。在周邊擴充介面，提供了 McBSP(多通道緩衝串列埠)介面，可與多種串列規格(如 T1/E1)作溝通。

將 C6711DSK 分為 A~N 等 14 個部分，個別說明如下：

- A. 周邊介面(Peripheral interface)。
- B. 16 位元的類比/數位轉換器。
- C. 麥克風與喇叭的輸出入。
- D. 重置按鈕。
- E. JTAG 埠接腳。
- F. 提供 1.8V 之電壓部分。
- G. 電源插槽。
- H. PC 與 DSK 溝通之印表機並列埠。
- I. 提供 3.3V 之電壓部分。
- J. SDRAM。
- K. C6711DSP 處理器。
- L. 128KB 之 Flash ROM。
- M. I/O、記憶體介面(memory interface)埠。
- N. 三顆供使用者測試用之 LED。

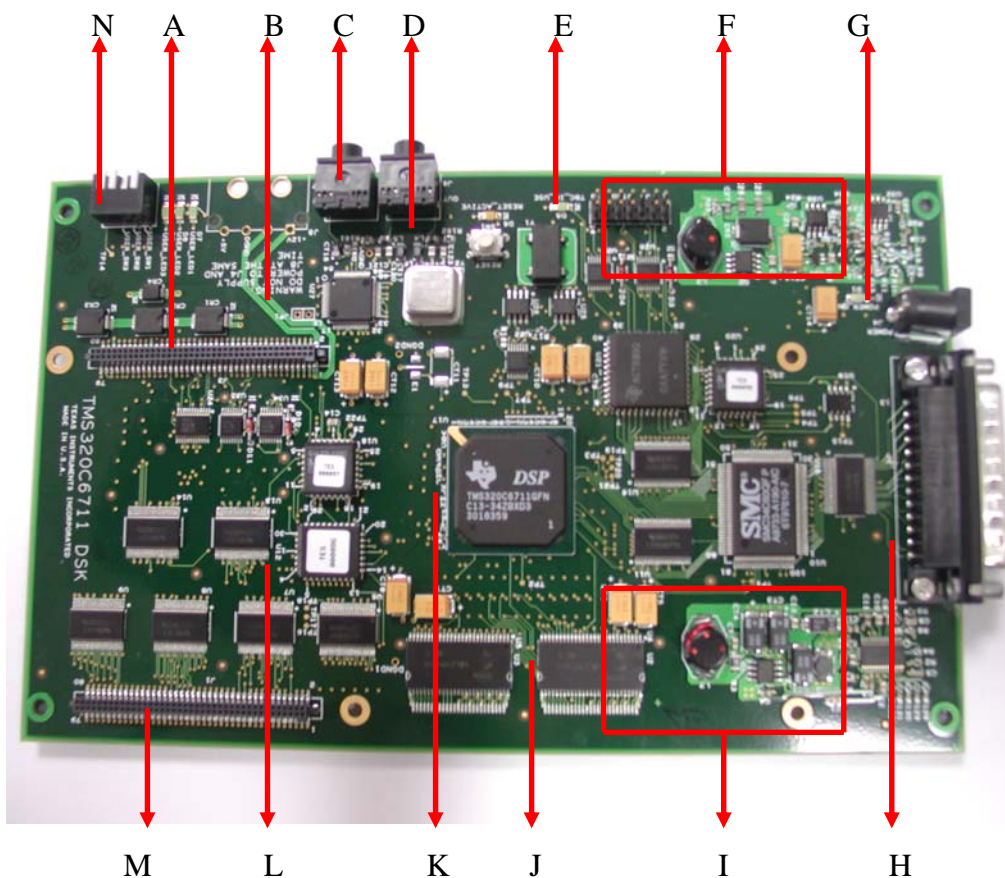


圖 16 C6711DSK 實際模組示意圖

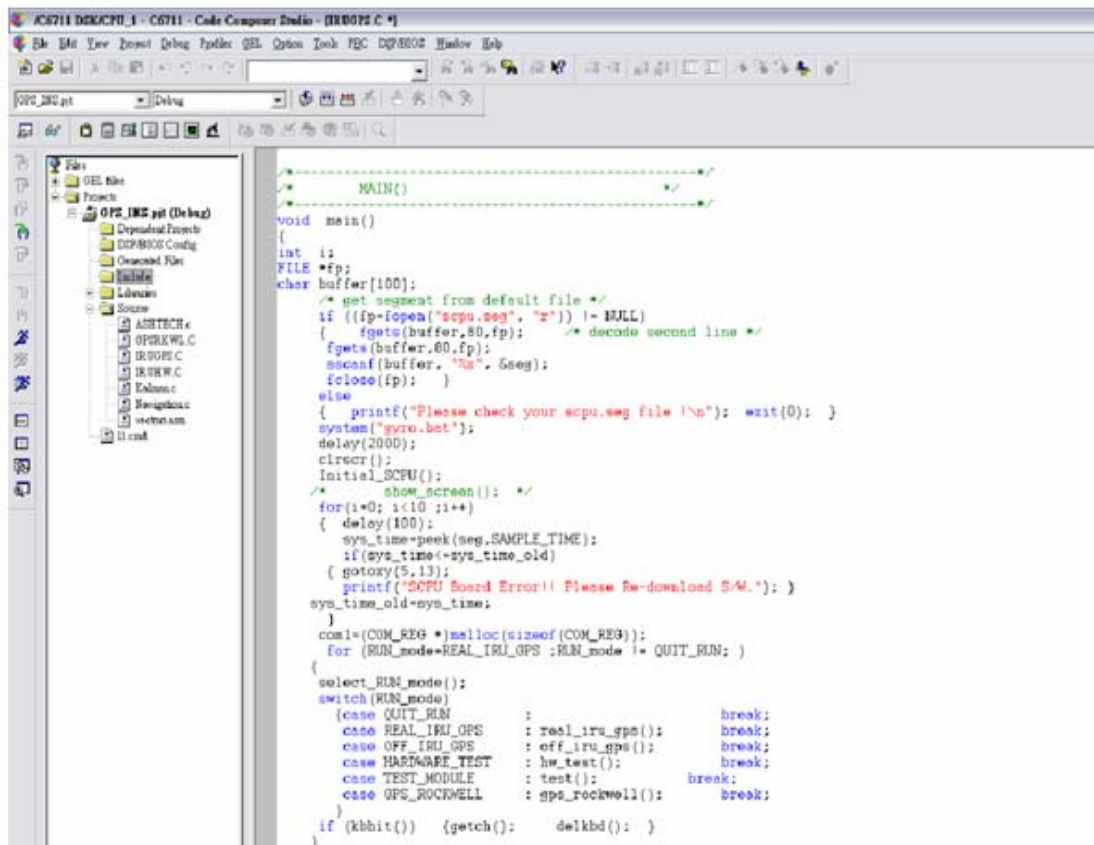


圖 17 TI 程式撰寫軟體

TMS320C6711DSK提供初學者，能快速使用DSP與其既有的周邊。由於其功能齊全，可使用C語言、組合語言及線性組合語言的執行運作。使用者可靈活且自由撰寫應用程式軟體，並可外接一些所需求的應用I/O周邊進行系統擴充。同時搭配CCS程式開發平台，以進行系統模擬與偵錯。整體而言，可簡化DSP程式的發展時間，與提昇除錯的能力。

#### 4.11 語音辨識技術應用

##### 1. 聲音生成與組合方法

聲音有母音與子音，就母音的發生來考慮。如圖 18 所示，根據聲帶的振動約週期性產生聲帶波。此聲帶波變成音源，通過聲道由口向空氣中放射聲音波。聲道為斷面積不一樣的音響管，大人的男生約 17cm。此聲道並非常單純化來考慮，形成單側的閉合音響管。此音響管以某決定的頻率產生 共鳴(共振)現在。其共振的情形如圖 19 由頻率低的方面表示三個。音速由於約 340 m/s，此三個頻率變成 500Hz、1500 Hz、2500Hz。這種聲道的共振，專門名詞為語音素 (FORMANT)，共振頻率稱做語音素頻率，由頻率低的方面，稱第 1 語音素、第 2 語音素、.....。

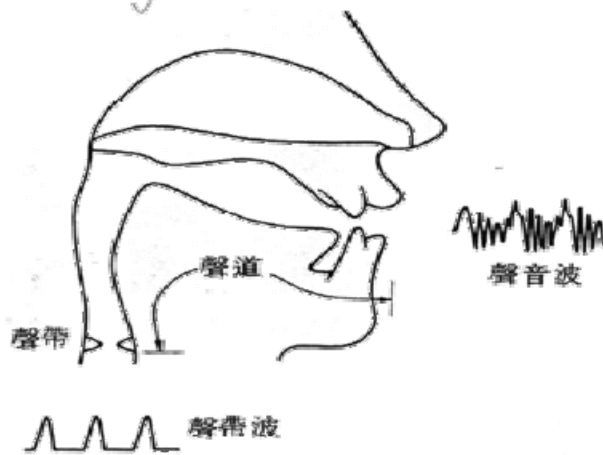


圖 18 聲音的發生過程

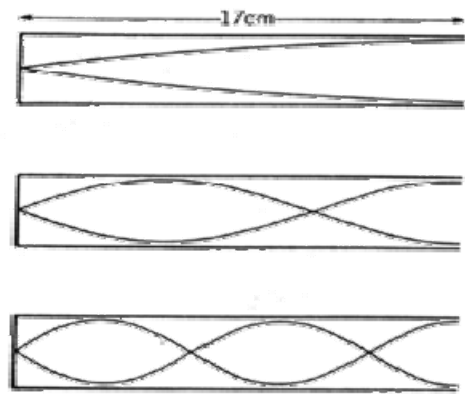


圖 19 單閉合音響管的共振情形

## 2. 語音信號分析方法

語音信號是以波的形式表示，談到波形，不免要談到振幅、週期等等。而像語音訊號的波形，我們可以在不同的時間區段上找到不同的週期，造成這種現象的主要原因，乃是因為語音訊號本身是由很多具有不同週期的訊號所組成。這種週期隨時間變化的訊號，我們稱為非固定式 (non-stationary) 的訊號。而固定式如  $\sin$ ,  $\cos$ , ...。

然而對非固定式的訊號來說，要辨識它們並不容易，以語音訊號來說，由於在不同的時間區段有不同的週期與振幅大小，因此一段非固定式的訊號所具有的週期與振幅等參數數目，都比固定式的訊號來得多。雖然語音是非固定式的訊號。這樣我們就可以用處理固定式的訊號的方式，來對不固定式的訊號進行處理。在語音處理上，每一時間區段是一個短時距 (Short time)，或音框 (Frame)。

語音訊號還有一項重要的特性：在不同時間，雖然是同一句話或一個音，但其波形卻不儘相同，也可以說語音是一種隨時間而變的動態性訊號，做語音辨識就是要從這些動態的訊號中，找出規律性，一旦找到規律性之後，訊號在怎麼隨時間變化，大抵都能指出它們的特性所在，進而把它們辨識出來，這種規律性在語音辨識上稱為特徵參數，也就是能夠代表訊號特性的參數。語音辨識的基本原理就是以這些特徵參數做基礎。

## 3. 語音訊號數位方法

語音在空氣中是以波的形式來傳遞，此種訊號是屬於類比訊號 (Analog signal)。電腦無法直接處理類比訊號，因為在電腦中，所有的資料都是以 0 或 1 表示。訊號以這種數值大小表示時，稱為數位訊號 (Digital Signal)。

如果要用電腦來處理類比訊號，就必須將類比訊號轉為數位訊號才行。語音訊號在進入電腦前是一種連續性的訊號，所謂的連續性號是指時間上的連續，透過麥克風我們把聲音傳到電腦裡面，這中間的過程稱為數位化。

原來連續性的訊號，經過數位化的處理後，變成一種不連續的訊號，這個訊號只在某些固定的時間刻度上有值，這些刻度稱為取樣點，取樣點上的振幅大小稱之為取樣值，兩個取樣點之間的時間間隔稱之為取樣週期，取樣週期的倒數稱為取樣頻率。取樣頻率的另一種說法是，在一秒中內要對原始訊號做幾次取樣，取樣頻率的大小可以由使用者自定，但是一般來說要符合取樣定理 (Sampling Theorem)。就是取樣頻率需大於兩倍取樣頻率，否



則會造成取樣失真 (Aliasing)，一旦取樣失真發生，所得到的聲音取樣值便不能代表原來的訊號。因此在對語音訊號作取樣時，由於語音的最高頻率不會超過 4000Hz，所以取樣頻率定在 8000Hz 以上，就保證取樣失真不會發生。

取樣頻率的設定對數位化的聲音有很大的影響，在要求高品質的場合，取樣頻率會高出兩倍原是頻率許多。然而像我們將介紹的語音辨識，只要訊號不失真就可以了。在每個取樣點上，訊號的振幅大小也被數位化，在麥克風上的訊號是一種細微交流電壓的型態，譬如說：原始訊號的振幅在 -50mv ~ 50mv 之間變動，數位化的過程就是把電壓轉換成數字大小，如以 -128 代表 -50mv，127 代表 50mv，-128~127 中間的數值代表電壓大小，則以線性 (Linear) 或是以非線性 (Non-Linear) 的方式遞增。

#### 4. 語音辨識方法

最主要的目的是希望微電腦聽懂人類說話的聲音，進而命令微電腦執行相對應的工作。當聲音藉由類比到數位的轉換裝置輸入微電腦內部，並以數值方式儲存後，語音辨識程式便開始已事先儲存好的聲音樣本與輸入的測試聲音樣本進行比對工作。比對完成後由微電腦集輸入一個它認為最“像”的聲音樣本序號，進而讓電腦去執行動作。

#### 5. 語音辨識設計

因此設計一個語音辨識程式，至少又要有兩方面的技術：

##### (1) 聲音訊號之電腦處理技術

這一部份的原理如圖 20 之語音信號編碼及解調電路方塊圖所示，他和語音使用者的聲音輸入/輸出 (I/O) 硬體裝置有關，不同的裝置會使這部分的處理程式也不相同，然而處理聲音 I/O 的基本原理卻差不多。

##### (2) 聲音比對技術

聲音比對原理一直是研究語音辨識的專家學者們急於尋求突破的地方，截至目前為止，已有不下上千篇的相關論文在尋找這方面的解答。而所謂的語音辨識 (Speech Recognition) 有別於語音辨識 (Speech Identification)，語音辨識著重的是聲音代表的意義，而語者辨識是要辨識說話者的身份，兩者各不同的應用範圍，前者可應用於將聲音轉成文字的場合，而後者可用在門禁系統等。

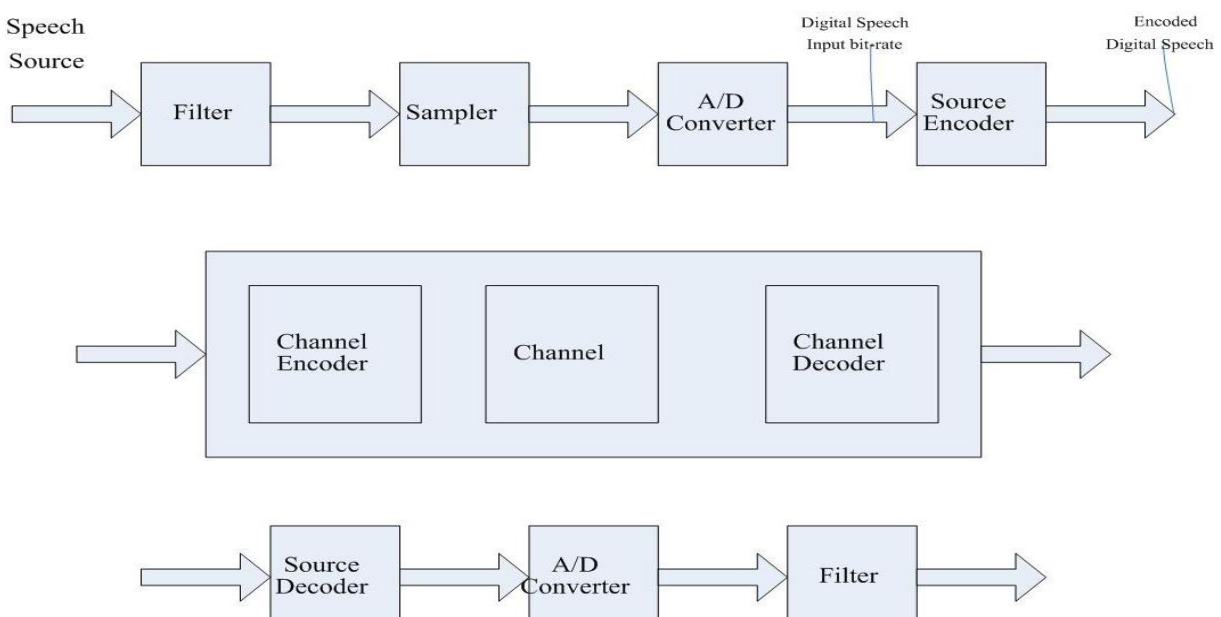


圖 20 語音信號編碼及解調電路方塊圖

## 4.12 VCM 聲控模組

聲控系統可以聲音來控制電腦，完成某些特定的工作，如此一來可以取代部份按鍵輸入來執行指令，也就是說電腦也可以聽懂人們的聲音，並且加以處理後可以完成特定的工作，更進一步可以讓人與電腦交談。本語音辨識聲控系統(以下簡稱 VCM)，是由單晶片 8051 控制語音辨識專用晶片 RSC 364，8051 只用 4 條 I/O 線便可以控制聲控晶片動作，系統採用模組化設計，擴充性佳，本身控制板可以適合不同的硬體工作平台。整套系統可做跨平台聲控應用，可由串列介面來下命令到 VCM 做聲控處理。系統提供有基本的 8051 組合語言應用控制程式實例，及 PC VB RS232 控制原始程式，使得您若想自行開發聲控系統不必要從頭開始摸索起，可以減少您嘗試錯誤的次數，節省您保貴的時間，同時並備有完整技術資料提供廠商進一步技術合作，一起開發更好的聲控產品。

### VCM 聲控模組功能

- 本套系統可以自行設計獨立操作型特定語者聲控系統，產品附加價值高
- 系統由 89C2051 及聲控晶片 RSC-364 (TQFP 64 PIN 包裝)
- 89C2051 只用 4 條 I/O 線來控制聲控晶片
- 本系統適合特定語者的單音、字、詞語音辨識
- 不限定說話語言，國語、台語、英語皆可
- 具有自動語音輸入偵測的功能
- 特定語者辨識率可達 95% 以上，反應時間小於 1 秒
- 系統參數及語音參考樣本一旦輸入後資料可以長久保存
- 系統採用模組化設計，擴充性佳，可適合不同的硬體工作平台
- 線上訓練輸入的語音可以壓縮成語音資料而由系統說出來當作辨認結果確認
- 系統可以獨立操作，不必倚靠 PC
- 系統包含有英文的語音提示語做語音動作引導
- 系統展示 5 組語音辨認功能
- 最多可以擴充控制到 60 組語音辨認
- 需外加+5V 電源供電
- 內建 DTMF 信號產生功能，可做電話撥號的實驗
- 內建 4 只按鍵開關及 RS232 串列通訊介面
- RSC-364 聲控晶片原始網站：[www.sensoryinc.com](http://www.sensoryinc.com)

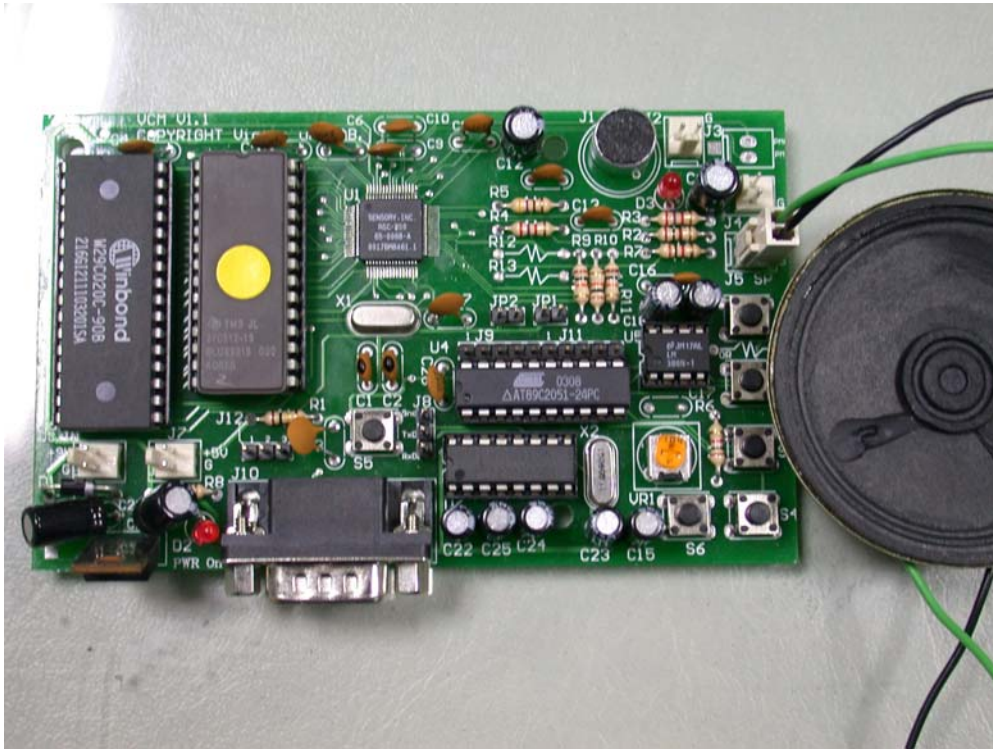


圖 21 語音辨識板



圖 22 簡易式聲控車

### (3) 數值地圖製作(GIS):

交通部鑑於國內缺乏一套由政府流通供應的交通路網數值地圖，因此運輸研究所於89年6月，著手進行更新前版數值地圖之計畫，並於90年10月完成「新世紀台灣地區交通路網數值地圖1.0版」。本計劃即是擬運用嵌入式系統，將GPS之定位結果和運研所出版之數值地圖加以整合，達成即時監控的需求。本文中有建構一套GIS系統，用來顯示載具的位置，達到即時比對的作用，也增加了複合式系統的應用價值，如圖23所示，並建構一個可以展示當時路況紀錄的程式，方便修正參數使用，如圖24所示。



圖23 GPS/DR/GIS整合導航系統軟體畫面圖

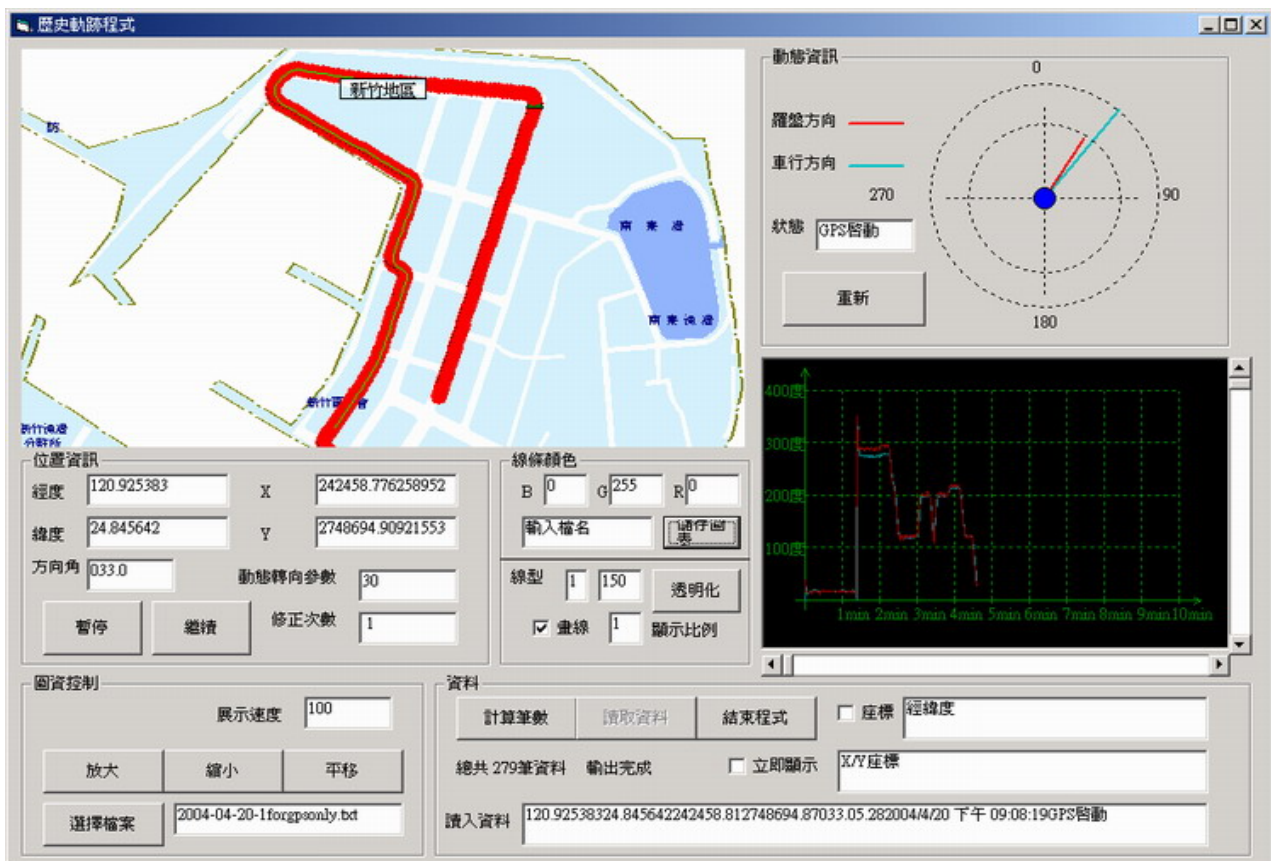


圖24 歷史軌跡展示軟體畫面圖

## 五、結果與討論

### 1. 結果

本研究之 GPS/INS 複合式導航定位系統，是將 Ashetch G12 接收機，與固裝式慣性導航系統，在 DSP-Based 的 TSM320C6711 DSK 下，運用卡門濾波器，作 2D 的平面整合。

以下將以靜、及動態的實驗，進行其導航性能的分析。

### (1) GPS/INS 靜態實驗

實驗地點：光機電整合實驗室樓頂      取樣時間：39.75ms

當時的衛星數為 6 顆，天氣良好，GPS/INS 整合部分有加入“卡門濾波器”，進行相關數學運算。因數學的計算量較大，所以在實際量測時的取樣時間，會比之前 INS 單獨測試時要長，但 GPS 系統取樣時間仍然維持與之前相同。由於電離層修正的軟體數學計算量較大，所以系統整合的時間，也會相對應的延遲，如圖 25 可看出 GPS/INS 的靜態整合情形。

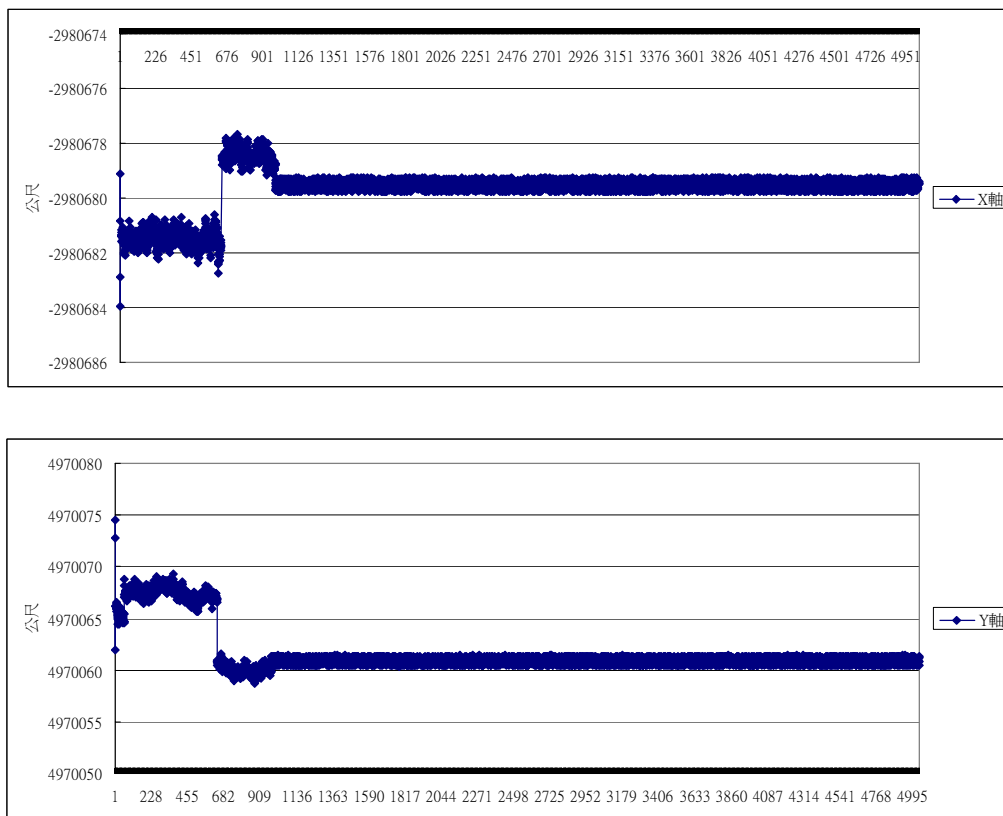


圖 25 GPS/INS\_X 軸、GPS/INS\_Y 軸的靜態整合結果示意圖

### (2) GPS/INS 動態實驗

實驗地點：中華大學校園內      取樣時間：39.75ms

本實驗所做的測試是以汽車在校園中，以平均為 10km/hr 的速度行駛情況。路線由起始點開始，依序是 A、B、C、D、E、F。在圖 26 上所標示的六個英文字母的位置，均有設減速的路面凸塊。此次的實驗可與 GPS 動態實驗作相互的比較，圖 29 中，A 點處是一的大角度的轉彎處，過彎時有脫鎖的現象產生。A 至 B 的路段，有訊號被建築物或樹木遮蔽，造成 GPS 訊號有跳動飄移的現象，在系統整合之後，如圖 29 所示，不管是在轉彎處，或是建築物的遮蔽下，在相同的路徑下，系統整合之軌跡是呈現連續的狀況，整合後位置的誤差約為 3 公尺左右。

由圖 26 與圖 28 相比較，就可發現 GPS/INS 系統整合的效果，可使整個測試的軌跡成為連續穩定的狀態。

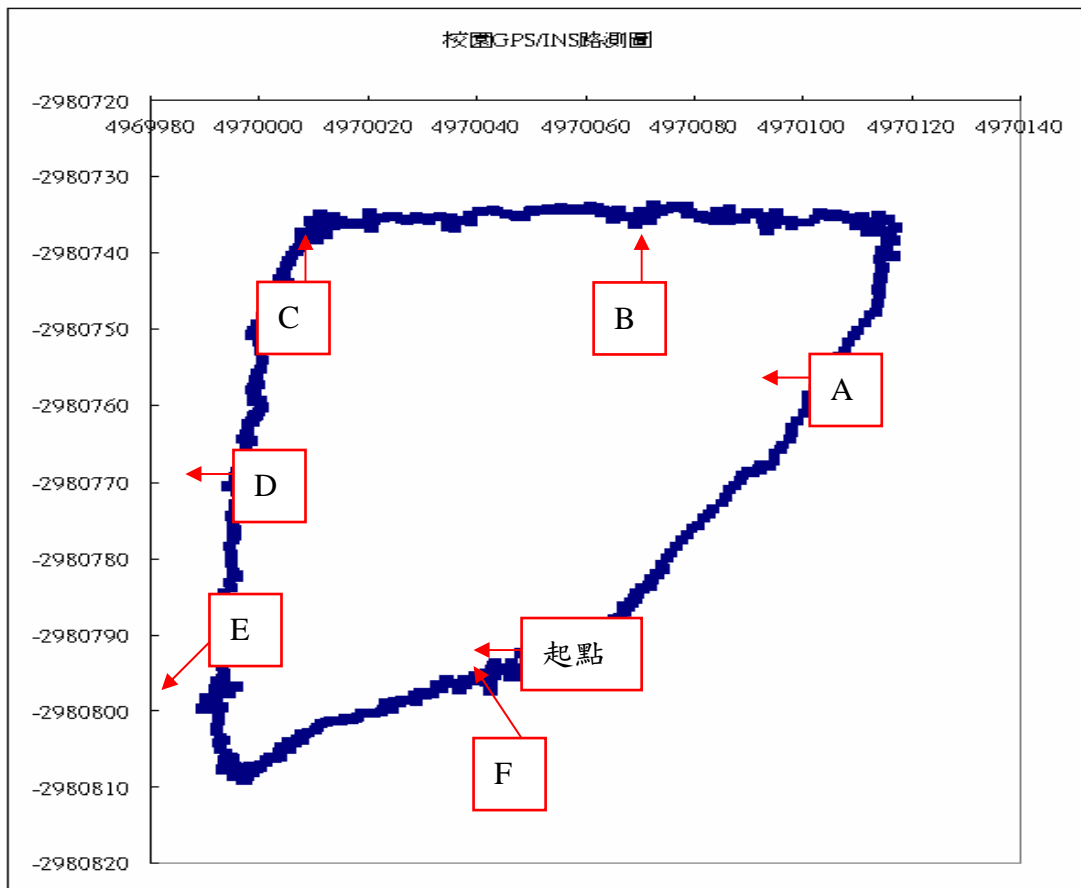
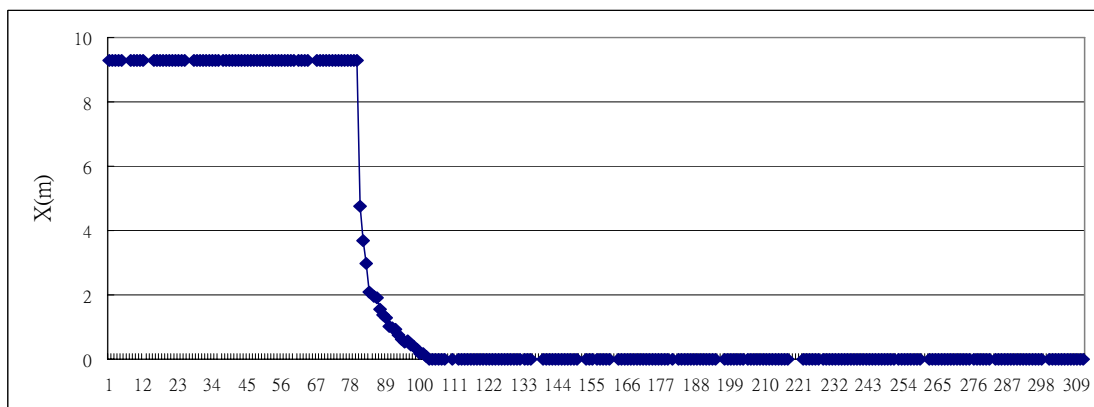


圖 26 GPS/INS 整合路測結果示意圖

系統之 GPS 雜訊初始共變異量  $\sigma_{P_{Ng}}^2, \sigma_{P_{Eg}}^2$  設為  $100m^2$ 。  $\sigma_{P_{Vg}}^2, \sigma_{P_{Vg}}^2$  為  $10m/sec^2$ 。整合後可發現，INS 的位置誤差被修正收斂了。圖 27 及 28 分別顯示整合後，INS 位置誤差、速度誤差之共變異量。其中位置誤差之初始共變異量  $\sigma_{P_N}, \sigma_{P_E}$  設為 10 m，由圖中可知，這些位置誤差在 4 秒內，即收斂趨近於 0。而速度誤差之初始共變異量  $\sigma_{V_N}, \sigma_{V_E}$  設為 10m/sec，也是於 4 秒內收斂趨近於 0。角度及角速率之初始共變異量  $\sigma_{\phi}, \sigma_{\omega}$  分別設為 10 deg 及 10 deg/sec，大約於 4 秒內收斂趨近於 0。由實驗結果可知，本研究所設計的卡門濾波器，的確有不錯的整合效果。



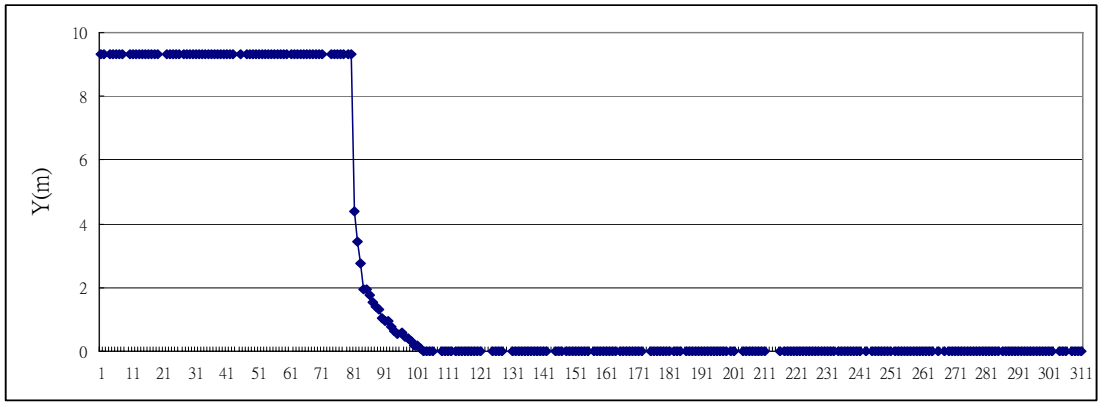


圖 27 INS 位置 X、Y 誤差之共變異量示意圖

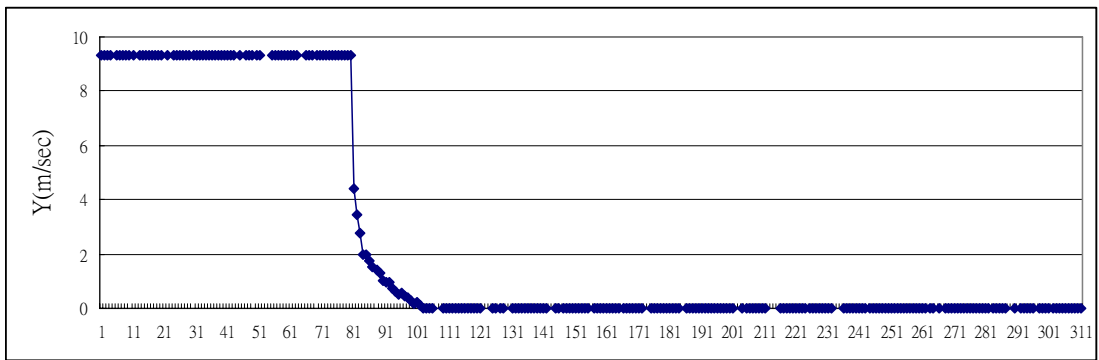
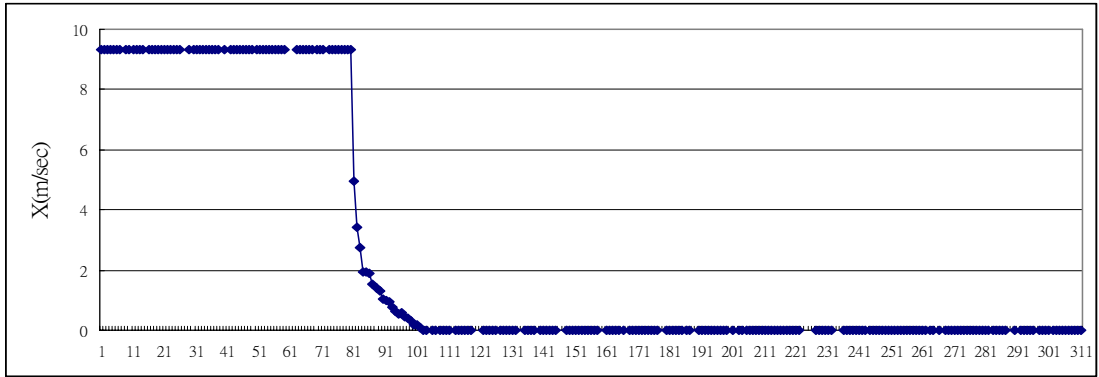
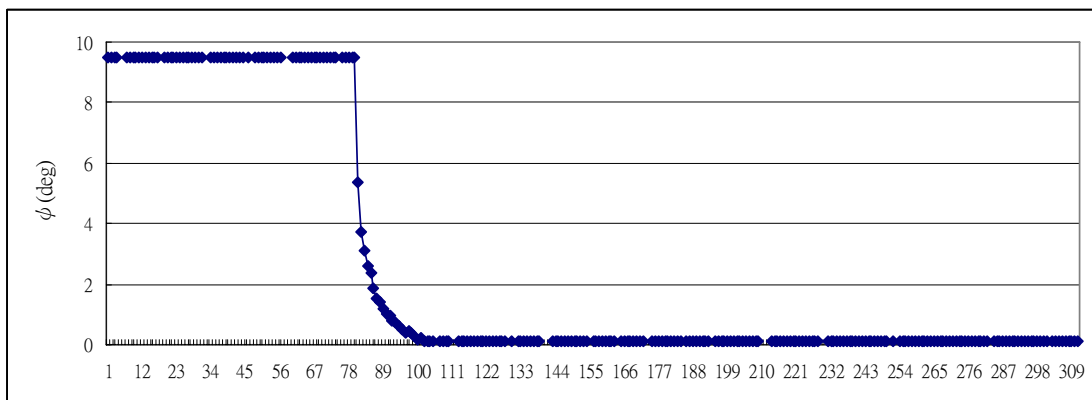


圖 28 INS 速度  $V_x$ 、 $V_y$  誤差之共變異量示意圖



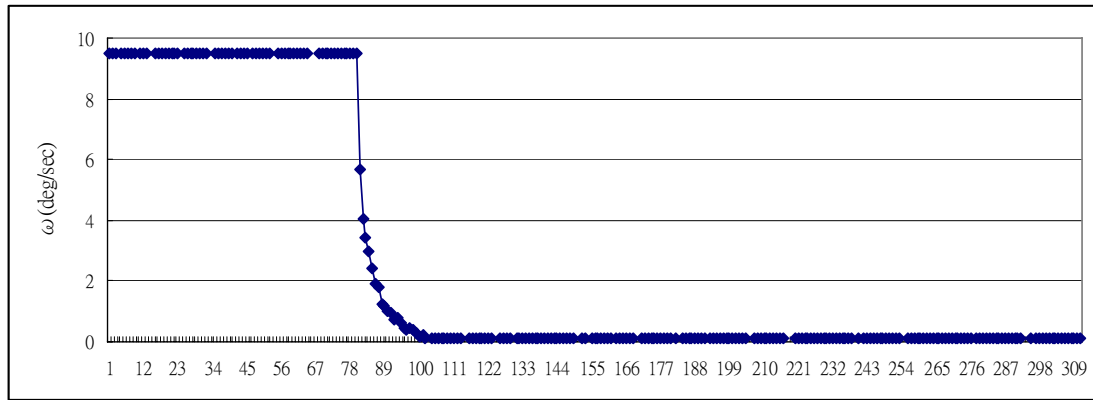


圖 29 INS 角度、角速率誤差之共變異量示意圖

## 2. 討論

本研究之導航系統採用 Loosely Coupled-Closed Loop 方法，整合 GPS/INS 導航定位系統，在實驗結果中，我們可以比較、分析 GPS、INS 與 GPS/INS 整合後的軌跡，驗證 GPS/INS 整合方式，能有效的填補 GPS 中斷時的數據資訊，與修正 INS 會發散的缺點。GPS/INS 的整合導航定位系統，可確保 GPS 或 INS 其中之一失效時，導航系統仍可有效的運作。並且本研究使用嵌入式的硬體，可增加導航系統之可靠度(Reliability)外，其整合定位精度可達 3 公尺之內。程式整個的時序，是以 Polling 的方式撰寫而成，在時序的安排設計上，並不是很完美，因此整個系統的效能，並未達到最佳化。

## 六、計畫成果自評

在軟體方面可加強程式時序的控制及程式碼的最佳化，在時序的控制方面，可採用 DPS BIOS 的功能，作多執行緒(Multi-Thread)的編排，使每個工作(Task)能更接近同步化。在程式碼最佳化方面，可使用 DSP 的線性組合語言，對各硬體元件作最佳化的控制，提升整體的效能，使導航系統更接近即時的性能。

本研究時，發現因類比數位轉換器的參考電壓，有時因可變電阻滑動而漂移，使導航精度發散。有見於目前微機電製造技術發展漸已成熟，因此在硬體方面，可以將加速儀及陀螺儀縮裝至 IC 大小，並使用數位化的感測元件，如運用 6 個數位式單軸加速儀，進行 INS 系統的設計，而取代類比式的加速儀及陀螺儀，可使全系統體積大幅縮小，且為全數位式的系統。

目前共完成：

1. DSP/GPS/INS 整合導航系統建構。
2. 使用聲控模組完成智慧型聲控導航系統建構。



# 可供推廣之研發成果資料表

 可申請專利

 可技術移轉

日期：95年8月31日

<b>國科會補助計畫</b>	計畫名稱：智慧型聲控汽車導航與通訊系統整合研究 計畫主持人：林君明 計畫編號：NSC 94-2213-E-216-004 學門領域：民生用品控制技術
<b>技術/創作名稱</b>	智慧型聲控汽車導航與通訊系統
<b>發明人/創作人</b>	林君明
<b>技術說明</b>	中文： 本研究的方法是採用數位訊號處理器(Digital Signal Processing，簡稱 DSP)的 TMS320C6711 DSK 利用 Code Composer Studio(CCS)作程式開發工具，開發導航系統的軟體程式，植入 TMS320C6711 DSK。在以降低成本的出發點，利用取 GPS 與 INS 兩系統之所長，互補其所短，以 GPS 訊息修正 INS 隨時間而累積的誤差，以 INS 的訊息，解決 GPS 訊號脫鎖的問題，並建構一套 GPS/INS 複合式系統，做一個詳細的研究。做出一低成本而且可靠度高的整合性定位系統。利用卡門濾波器(Kalman Filter)將 GPS 與 INS 整合在一起，成為獨立的嵌入式系統，以達成即時(Real-Time)汽車導航的目的。並利用語音控制板，整合 8051 控制馬達正反轉，完成前近、後退，停止、左轉、右轉五個動作，製作一台簡易式聲控車，將導航系統放置在上面，來模擬智慧型聲控導航系統的建構。 英文： The purpose of this research is by using DSP and Kalman Filter technology to Inertial Navigation (INS) System, Global Position System (GPS) as well as Geographic Information System (GIS) into a real-time vehicle navigation .The INS system is consisted by three accelerometer as well as three gyro-compass, and aided by GPS with loosely-coupled closed-loop structure, such that it can be easily implemented with lower order computation requirement and shows the result on GIS. The loose track condition of GPS for about one minute is also included, and which shows that the resulting system can also provide navigation information. Combine 8051 and control the motor to imitate the constructing of the intelligent voice control navigation system.
<b>可利用之產業 及 可開發之產品</b>	1. 汽車導航定位： 市面上車用導航產品皆以GPS為主，所以有整合INS系統與卡門濾波器，可提升市面上車用導航GPS脫鎖，系統還是能短時間導航，GPS/INS/GIS/DSP整合導航系統軟體畫面應用，圖形化介面方便使

	<p>用者使用。INS導航系統模組化，可降低成本，增加其應用與實用性。</p> <p>2. 休閒娛樂之應用： 可應用於救護車、巡邏車導航及車隊監控、登山定位、山難協尋導航等。</p>
<b>技術特點</b>	<p>1. GPS/INS/DSP 整合式的導航系統，在 GPS 有遮蔽效應下脫鎖時的性能檢測。由實驗結果可知在短時間內的脫鎖，INS 導航系統所提供的定位資訊，精確度還不錯。</p> <p>2. 以嵌入式系統的硬體為導向，除了系統體積所小外，其可靠度也有相對的提升。因此運用這種 DSP 嵌入式系統的 GPS/INS 的整合式導航系統，除可使 GPS 與 INS 互補，取其優點而避其缺點，更好的它為一個可靠且實用化的導航系統。</p> <p>3. 整合語音控制板，建構智慧型聲控導航系統。</p>
<b>推廣及運用的價值</b>	<p>1. 當GPS脫鎖時，INS系統的發散速率就不會太快，所以如果GPS在短暫時間內脫鎖時，系統仍能維持不錯的導航運作。</p> <p>2. 本計劃中所建立的卡門濾波器，當GPS未脫鎖時，會一直修正INS的誤差，而當GPS脫鎖時，由於DR誤差有經過修正，所以還能繼續短時間內的導航工作。</p> <p>3. 由三軸加速儀和三軸陀螺儀組成的INS系統，在定位精度上可提高，達到高精度的導航定位系統。</p> <p>4. 建立的GIS系統，都以圖形化介面顯示。</p>

※ 1. 每項研發成果請填寫一式二份，一份隨成果報告送繳本會，一份送 貴單位研發成果推廣單位（如技術移轉中心）。

※ 2. 本項研發成果若尚未申請專利，請勿揭露可申請專利之主要內容。

※ 3. 本表若不敷使用，請自行影印使用。