

行政院國家科學委員會專題研究計畫 成果報告

整合型 GPS/INS 自動導航之非線性操控系統研究

計畫類別：個別型計畫

計畫編號：NSC91-2212-E-164-005-

執行期間：91年08月01日至92年07月31日

執行單位：修平技術學院電機工程系

計畫主持人：金之業

計畫參與人員：張家豪 江致平

報告類型：精簡報告

處理方式：本計畫可公開查詢

中 華 民 國 92 年 9 月 23 日

行政院國家科學委員會補助專題研究計畫

整合型 GPS/INS 自動導航之非線性操控系統研究

計畫類別： 個別型計畫       整合型計畫

計畫編號：NSC 91-2212-E-164-005

執行期間：91年8月1日      至      92年7月31日

計畫主持人：金之業

共同主持人：

計畫參與人員：張家豪、汪致平(大專生研究助理)

成果報告類型(依經費核定清單規定繳交)： 精簡報告  完整報告

本成果報告包括以下應繳交之附件：

- 赴國外出差或研習心得報告一份
- 赴大陸地區出差或研習心得報告一份
- 出席國際學術會議心得報告及發表之論文各一份
- 國際合作研究計畫國外研究報告書一份

處理方式：除產學合作研究計畫、提升產業技術及人才培育研究計畫、列管計畫及下列情形者外，得立即公開查詢

涉及專利或其他智慧財產權，一年二年後可公開  
查詢

執行單位：修平技術學院

中 華 民 國 九 十 二 年 九 月 二 十 五 日

# 行政院國家科學委員會專題研究計畫成果報告

## 整合型 GPS/INS 自動導航之非線性操控系統研究

### Non-linear navigation architecture of integrated

### GPS/INS for remote piloted or autonomous vehicles

計畫編號：NSC 91-2212-E-164-005

執行期限：91 年 8 月 1 日至 92 年 7 月 31 日

主持人：金之業 修平技術學院電機工程系

#### 中文摘要

現今無人駕駛載具都逕自採取整合型的全球衛星定位及慣性導航系統，特有的精確性及可靠度不僅提昇經濟效益，更適合機密性高的軍事任務或危險性高的災區救援、地域探勘等行動。謹此，本研究將著重於發展“整合型 GPS/INS 自動導航之非線性操控系統”，以作為無人駕駛載具(飛機、船舶或車輛)專用的導航控制器，研發系統對接收訊號採頻譜分析來探討其對導航誤差的影響，並藉由數值內插法則來平滑片段不連續傳輸訊號的線上處理及調整控制參數。另一方面，濾波器的設計亦重視時基關聯性的彩色雜訊消除，且輔以非同步之量測與評估週期以修調 GPS 與 INS 間差異。

GPS/INS 控制器結構方面，所使用之誤差模型含線性及非線性兩部份；非線性乃考慮系統態變函數之轉換二階(2<sup>nd</sup> order)誤差，利用高斯雜訊特性(Gaussian noise)來作補償及評估加速規與陀螺儀之關聯誤差，Kalman 濾波設計的作用乃為提供系統運作不受傳輸訊號的變動影響。至於導航系統等時距內所預劃的連續、密集性運動(角變量、加速度等動態變化)軌跡輸出，將利用內插法(Runge-Kutta method or Hermite interpolation)來克服非同步量測與系統整合計算點間實際操控之平衡協調問題。

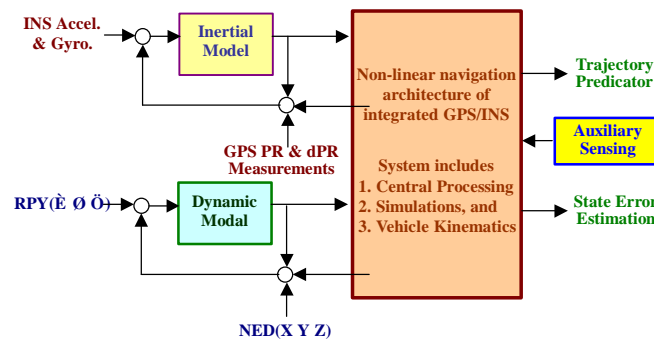
研究將利用電腦模擬與實務測量來驗證 GPS/INS 非線性導航系統的要因分析，並探討各式運算法則的優劣。主要目的係整合 GPS/INS 以精確的計算控制軌跡及態變誤差供整合系統處理及運算飛航軌跡與動態資訊，提昇全球衛星定位/慣性導航整合系統之位移、速度與時基量測精度，使得載具能在航行與起降時確實獲得較佳的安全保障。

**關鍵詞：**無人駕駛載具，衛星定位/慣性導航，非線性控制器，赫密特內插法。

#### 一、緣由與目的

近些年來，衛星定位導航系統(GPS/INS)已蔚為時下最適性的海空航行的最主要操控設備軍，準確的座標定位及方便性也提供了更多元化商業(軍事、民用)契機[1~3]。特別是美國倡導的 US-GPS 計畫[4,5]，或蘇俄專精的 GLONASS 計畫[6,7]，都相當成功地引導世界級的 GPS/INS 研發與應用。鑑因導航系統的可靠度或準確性攸關航空器之長距離飛航、準確的定點行進及起飛或降落。本研究所探討的主軸係著重非線性控制模組，設計方法致力於 GPS 虛擬測距與虛擬速率來輔助 INS 量測數據的誤差修調，經整合 INS/GPS 特色與利用 Kalman Filter 重新界定可能遭遇的問題：一則如何前期處理 GPS 數據來修調 INS 濾波響應，並直接利用虛擬位移與速度(Pseudo-range, Pseudo-range-rate)作為 GPS/INS 系統量測輸出；二則如何降低 GPS 與 IMU 間之交連誤差對系統之影響以順理將此兩者視為獨立單元。

相關研究報告[8,9]對模組搭配及數學模式，雖有不同的分析及優劣特色檢討，然本研究係著眼於減除 GPS 的某些不必要因素干擾，並可視 GPS 或 INS 為兩獨立個體以降低彼此間互相關性，謹規劃整合型 GPS/INS 非線性導航系統架構如圖一。



圖一：整合性 GPS/INS 非線性導航系統架構

## 二、研究方法

參考各式整合型 GPS/INS 數學模型[10~15]，本計畫選用 Strapdown 平台之誤差模型以計算載具的位移及速度向量，及估測慣性導航係數(加速度偏異、陀螺儀漂移等)。本研究另為配合 GPS 接收訊號頻率為 1 Hz，設定卡曼濾波器(Kalman Filter)的演算頻率為 5 Hz；即每估算五次後方比較 GPS 量測值的差異，其優點為：可確實平滑載具之模擬運動軌跡；並可避免失真 GPS 量測造成不穩定的現象。針對非線性的二次(Second-order terms)耦合誤差，初步視同高斯雜訊特性分析之，未來將繼續鑽研 Quadratic Filter 來處理期更精進系統對雜訊的免疫力。

### 2.1 GPS/INS 導航操控數學模型

首先定義載具本體座標(Body-axes)之 x-軸參考極北(N)方向，y-軸則指向東方(E)，z-軸垂直向下指向地心(D)。標準之載具態變方程式(State Model)分述如后：

$$\dot{\mathbf{R}}^L = [\mathbf{C}_B^L] \mathbf{R}^B, \text{ and } \dot{\mathbf{V}}^L = \frac{d}{dt}(\mathbf{R}^L) \quad (1)$$

$\mathbf{R}^L = (r_N \ r_E \ r_D)^T$  及  $\mathbf{V}^L = (v_N \ v_E \ v_D)^T$  分別為操控載具之局部座標位移與速度向量， $[\mathbf{C}_B^L]$  係 Body-to-Local 轉移矩陣， $\mathbf{R}^B = (r_X \ r_Y \ r_Z)^T$  為載具之主體座標之位移向量，並具特性：

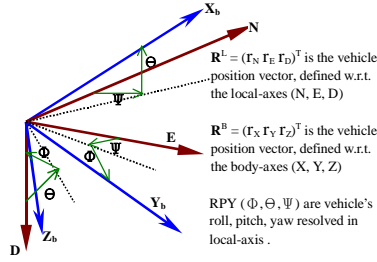
$$(a) \quad [\mathbf{C}_B^L]^T = [\mathbf{C}_L^B], \quad [\mathbf{C}_B^L]^T [\mathbf{C}_L^B] = [\mathbf{I}] \quad (2)$$

(b)  $[\mathbf{u}\dot{\mathbf{e}}^L] = [\mathbf{u}\dot{\mathbf{e}}^L][\mathbf{C}_B^L]$ ；測量誤差矩陣及誤差向量為

$$[\mathbf{u}\dot{\mathbf{e}}^L] = \begin{bmatrix} 0 & -u\dot{w}_D & u\dot{w}_E \\ u\dot{w}_D & 0 & -u\dot{w}_N \\ -u\dot{w}_E & u\dot{w}_N & 0 \end{bmatrix} \text{ and } (u\dot{w}^L) = (u\dot{w}_N \ u\dot{w}_E \ u\dot{w}_D) \quad (3)$$

(c) 此處令：s = sin, c = cos，則 Body-to-Local 座標轉移矩陣為

$$[C_B^L] = \begin{bmatrix} CW_E CW_D & SW_E SW_N CW_D - CW_N SW_D & SW_E CW_N CW_D + SW_N SW_D \\ CW_E SW_D & SW_E SW_N SW_D + CW_N CW_D & SW_E CW_N SW_D - SW_N CW_D \\ -SW_E & CW_E SW_N & CW_E CW_N \end{bmatrix} \quad (4)$$



圖二：本體與局部座標(Body-to-Local)向量關聯圖。

## 2.2 載具運動方程式

- (i) Position error equation ( $R_n^L$  : nominal range vector)

$$\frac{d}{dt}(\mathcal{U}R^L) = (\mathcal{U}V^L) \quad \text{and} \quad (R^L) = (R_n^L) + (\mathcal{U}R^L) \quad (5)$$

- (ii) Velocity error equation ( $V_n^L$  : nominal velocity vector)

$$\frac{d}{dt}(\mathcal{U}V^L) = (\mathcal{U}A^L) \quad \text{and} \quad (V^L) = (V_n^L) + (\mathcal{U}V^L) \quad (6)$$

加速度誤差向量  $(\mathcal{U}A^L) = (\mathcal{U}a_N \mathcal{U}a_E \mathcal{U}a_D + \mathcal{U}g)^T$  ; 隱含地心引力之變量於內。

- (iii) Nonlinear acceleration model

利用下述關聯式：

iii-1)  $(A^L) = (A_n^L) + (\mathcal{U}A^L)$

iii-2)  $(A^B) = (A_n^B) + (\mathcal{U}B^B) + (\mathcal{U}N_A^B)$  ;  $(\mathcal{U}N_A^B)$  為慣性導航之加速度量測雜訊，

iii-3)  $[C_{B,n}^L] = [C_{B,n}^L] + [\mathcal{U}C_{B,n}^L]$  , 可推導出

$$(A_n^L) + (\mathcal{U}A^L) = [C_{B,n}^L + \mathcal{U}C_{B,n}^L][A_n^B + \mathcal{U}A^B + \mathcal{U}N_A^B], \quad \text{其中} \quad (A_n^L) = [C_{B,n}^L](A_n^B) \quad \text{為穩態加速度}$$

態變參數，則加速度誤差經整理後可得到

$$\begin{aligned} (\mathcal{U}A^L) &= [C_{B,n}^L](\mathcal{U}A^B) + [C_{B,n}^L](\mathcal{U}N_A^B) + [\mathcal{U}_n^L][C_{B,n}^L](A_n^B) \\ &\quad + \underbrace{[\mathcal{U}_n^L][C_{B,n}^L](\mathcal{U}A^B) + [\mathcal{U}_n^L][C_{B,n}^L](\mathcal{U}N_A^B)}_{\text{second-order term}} \end{aligned} \quad (7)$$

若將所有二階雜訊以集總量化  $(\mathcal{U}N_O^{NED})$  表之，則操控加速度變異向量可表為

$$(\mathcal{U}A^L) = [C_{B,n}^L](\mathcal{U}A^B) + [C_{B,n}^L](\mathcal{U}N_A^B) + [A_n^L][\mathcal{U}N_O^L] + (\mathcal{U}N_O^L) \quad (8)$$

$$[A_n^L] = \begin{bmatrix} 0 & a_{D,n} & -a_{E,n} \\ -a_{D,n} & 0 & a_{N,n} \\ a_{E,n} & -a_{N,n} & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

其中  $[C_{B,n}^L](A_n^B) = (A_n^L)$  及  $[\mathcal{U}_n^L](A_n^L) = [A_n^L](\mathcal{U}N_O^L)$  , 並假設誤差  $(\mathcal{U}N_A^B)$  為  $\mathcal{N}(0)$ ,

$f_A^2[I]$ )，若環境干擾增加時， $(uN_O^L)$  受彩色雜訊(Color-noise)之影響必須採 Quadratic Filter 另行處理。

$$\frac{d}{dt}(uV^L) = (uA^L) = [C_{B,n}^L](uA^B) + [A_n^L](uW^L) + (uW_{Accel}^L) \quad (10)$$

為簡化模組，可令  $(uW_{Accel}^L) = [C_{B,n}^L](uN_A^B) + (uN_O^L) \cong (uN_A^L) + (uN_O^L)$ ，若假設  $(uN_O^L)$  誤差為  $M(0, f_O^2[I])$ ，則  $(uW_{Accel}^L)$  誤差可近似為  $M(0, (f_A^2 + f_O^2)[I])$ ，

#### iv) Vehicle's rotation Equation

$(\omega^L) = [C_B^L](\omega^B)$  為穩態之轉向角速度，經整理後，利用前述的方法推導，同理可

$$\text{得到 } (\tilde{S}^L) = (\omega_n^L) + (u\omega^L) = [C_{B,n}^L + uC_B^L][\omega_n^B + u\omega^B + uN_{Gyro}^B] \quad (11)$$

$$\begin{aligned} (u\tilde{S}^L) &= [C_{B,n}^L](u\tilde{S}^B) + [C_{B,n}^L](uN_{Gyro}^B) + [u_n^L][C_{B,n}^L](\tilde{S}_n^B) \\ &\quad + \underbrace{[u_n^L][C_{B,n}^L](u\tilde{S}^B) + [u_n^L][C_{B,n}^L](uN_{Gyro}^B)}_{\text{second-order term}} \end{aligned} \quad (12)$$

若將所有二階雜訊以集總量化  $(uN_I^L)$  表之，則載具操控角度變異向量可表為

$$(u\tilde{S}^L) = [C_{B,n}^L](u\tilde{S}^B) + [C_{B,n}^L](uN_{Gyro}^B) + [\Omega_n^L][uW^L] + (uN_I^L) \quad (13)$$

$$[\Omega_n^L] = \begin{bmatrix} 0 & \tilde{S}_{Y,n}^L & -\tilde{S}_{P,n}^L \\ -\tilde{S}_{Y,n}^L & 0 & \tilde{S}_{R,n}^L \\ \tilde{S}_{P,n}^L & -\tilde{S}_{R,n}^L & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

其中  $[C_{B,n}^L](\tilde{S}_n^L) = (\tilde{S}_n^L)$  及  $[u_n^L](\tilde{S}_n^L) = [\Omega_n^L](uW^L)$ ，同理視  $(uN_{Gyro}^B)$  誤差為  $M(0,$

$f_G^2[I])$ ，當環境干擾增加時， $(uN_I^L)$  須考量彩色雜訊(Color-noise)影響宜採 Quadratic Filter 另行處理。

$$\frac{d}{dt}(uW^L) = [C_{B,n}^L](u\tilde{S}^B) + [\Omega_n^L](uW^L) + (uW_{Gyro}^L) \quad (15)$$

簡化模組，可令  $(uW_{Gyro}^L) = [C_{B,n}^L](uN_{Gyro}^B) + (uN_I^L)$ ，設  $(uN_I^L)$  統計分佈函數為  $M(0,$

$f_I^2[I])$ ，則  $(uW_{Gyro}^L)$  統計分佈函數為  $M(0, (f_G^2 + f_I^2)[I])$ ，另本研究為改進可測

性，設定  $(uW_{Accel}^L)$  及  $(uW_{Gyro}^L)$  為統計相關 (Correlated)；即

$$E\{(uW_{Accel}^L)(uW_{Gyro}^L)^T\} = f_{AG}^2[I]$$

iv) Integrated nonlinear GPS/INS error model

$$\frac{d}{dt}(u\mathbf{R}^L) = (u\mathbf{V}^L) \quad (16-1)$$

$$\frac{d}{dt}(u\mathbf{V}^L) = [C_{B,n}^L](u\mathbf{A}^B) + [A_n^L](u\mathbf{\ddot{O}}^L) + (u\mathbf{W}_{Accel}^L) \quad (16-2)$$

$$\frac{d}{dt}(u\mathbf{A}^B) = (u\mathbf{W}_{Bias}^B) \text{ where } (u\mathbf{W}_{Bias}^B \sim N(0, f_{Bias}^2 I)) \quad (16-3)$$

$$\frac{d}{dt}(u\mathbf{\ddot{O}}^L) = [C_{B,n}^L](u\dot{\mathbf{u}}^B) + [\mathbf{\dot{U}}_n^L](u\mathbf{\ddot{O}}^L) + (u\mathbf{W}_{Gyro}^L) \quad (16-4)$$

$$\frac{d}{dt}(u\omega^B) = (u\mathbf{W}_{Drift}^B) \text{ where } (u\mathbf{W}_{Drift}^B \sim N(0, f_{Drift}^2 I)) \quad (16-5)$$

令態變函數  $\mathbf{X} = (u\mathbf{R}^L : u\mathbf{V}^L : u\mathbf{\ddot{O}}^L : u\mathbf{A}^B : u\dot{\mathbf{u}}^B)$ ，則系統方程式可定義為

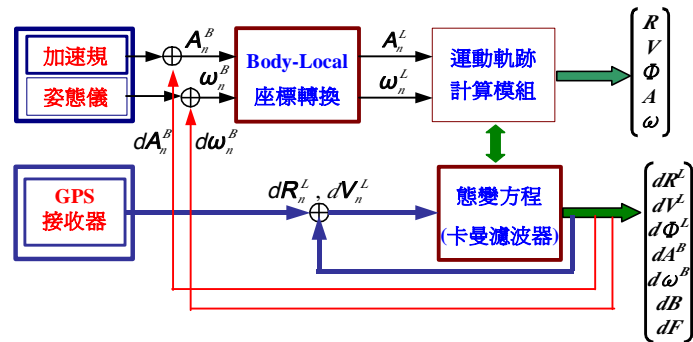
$$\frac{d}{dt}\mathbf{X} = [\mathbf{A}]\mathbf{X} + \mathbf{W}, \quad \mathbf{Z}_{k+1} = [\mathbf{H}]\mathbf{X}_{k+1} + \mathbf{V}_k \quad (17)$$

Predicator's criteria :  $\frac{d}{dt}[\mathbf{P}] = [\mathbf{A}][\mathbf{P}] + [\mathbf{P}][\mathbf{A}^T] + [\mathbf{Q}] \quad (18)$

$$[\mathbf{A}] = \begin{bmatrix} 0 & [\mathbf{I}] & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & [A_n^L] & [C_{B,n}^L] & 0 \\ 0 & 0 & [\mathbf{\Omega}_n^L] & 0 & [C_{B,n}^L] \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$[\mathbf{Q}] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & [(f_A^2 + f_o^2)I] & [f_{AG}^2 I] & 0 & 0 \\ 0 & [f_{AG}^2 I] & [(f_G^2 + f_I^2)I] & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & [f_{Bias}^2 I] & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & [f_{Drift}^2 I] \end{bmatrix} \quad (19)$$

除上述載具運動軌跡態變函數外[16~18]，實際之輸出測量矩陣 $[\mathbf{H}]$ 則以 GPS 所得的虛擬測距(Pseudo-range & Pseudo-range rate)與載具行徑方向關聯變量( $\langle \dot{\mathbf{a}}\mathbf{R} \cdot \dot{\mathbf{U}} \rangle$ )釐定之，且實際的態變函數也增添兩 GPS 時基與頻率的變數( $d\mathbf{B}$ ,  $d\mathbf{F}$ )如圖三。





### 圖三：整合型 GPS/INS 非線性導航態變函數模組

未來計劃延續此專題研究，利用單晶片處理引擎 DSPs 設計開發模組引擎直接處理高頻訊號，落實產學合作或主導性商品開發。近期並已著手利用 TMS320C54x 為工作平台，且計劃結合類比/數位電路設計、GSM/GPRS 無線通訊網路等先驅模組，建立遠端遙控設備之主導性商品。

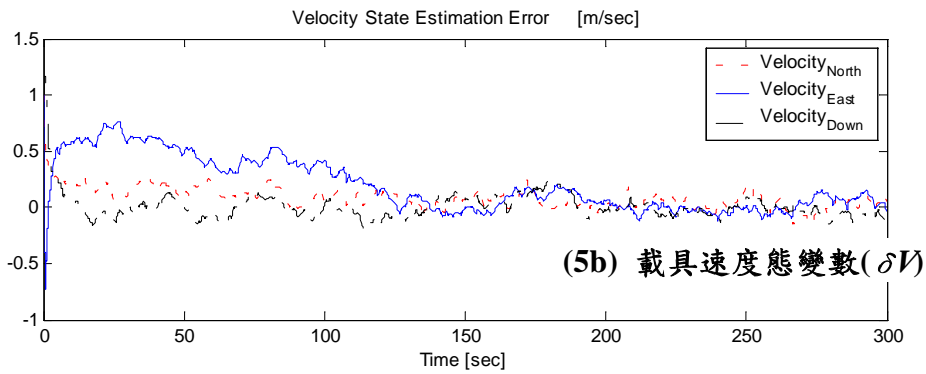
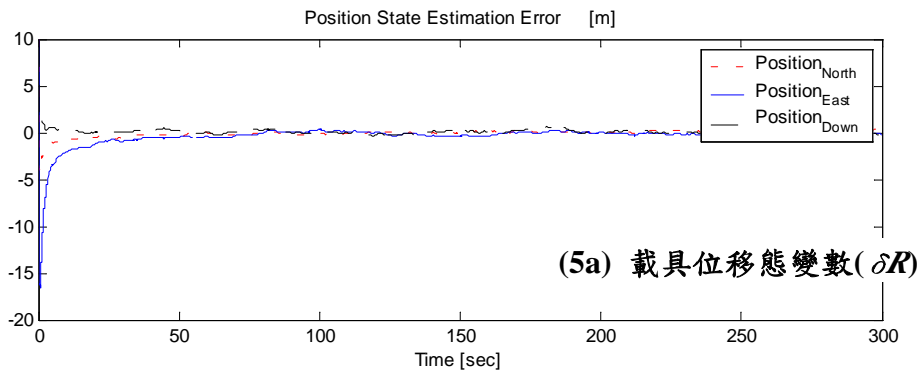
### 三、實務研討與分析

為檢測本研究之理論應用，設計製作簡易的訊號介面電路以處理加速規及陀螺儀的輸入量值，搭配 GSM/GPRS 模組以作為遠端遙控與通訊的橋樑，且採用 GPS 接收器與個人電腦組成即時處理系統(如圖三)。

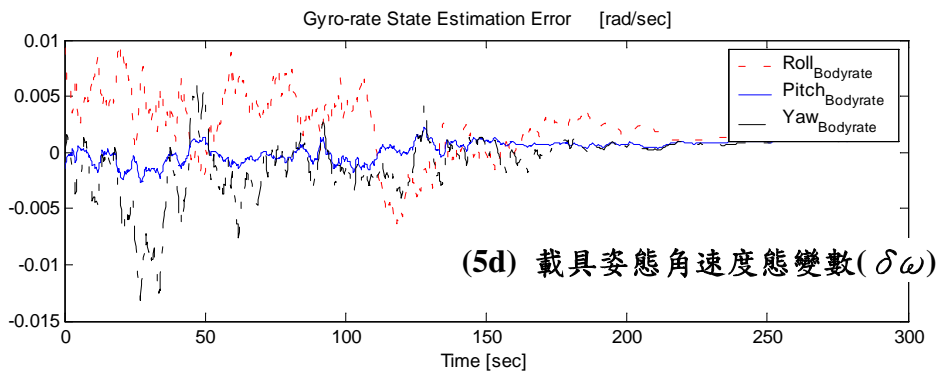
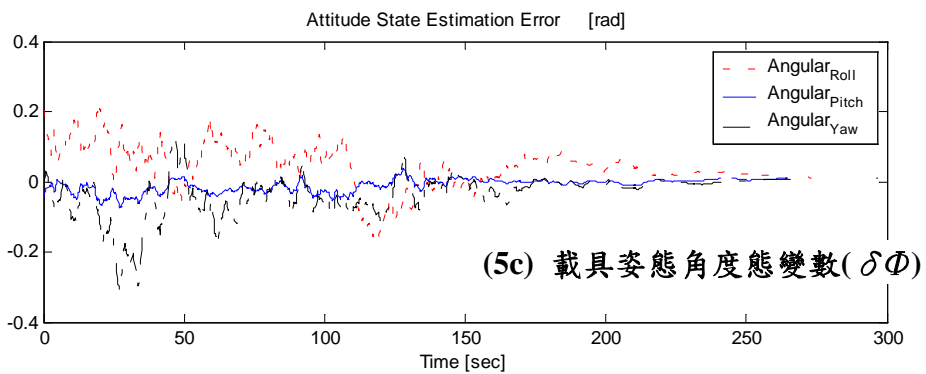


圖四：整合型 GPS/INS 非線性導航實體架構(含 GPS 接收器 GSM 模組、加速規/陀螺儀、DAQ 擷取卡及 RS232 等)

圖五為採取本研究法所得之預估態變函數誤差圖，從載具的位移與速度誤差變量(圖五(a), (b))，可知其可較快地收斂至穩態均值，然仍有些微偏差量存在，此可能係由 $[P(0|0)]$ ,  $[Q]$ ,  $[R]$ 等非最佳參數或非線性的取捨量設定造成。而載具姿態角度變量(圖五(c))則需較長時間先降至某種程度後，才能迅速地收斂至零點穩態基準。類似的情形可見於載具姿態角速度變量(圖五(d))，擁有較緩慢的收斂特性，其可顯示出系統仍存有微量偏移，將繼續測試系統的穩定度與精密度。



圖五: 非線性導航之態變函數量化圖: (5a)載具位移態變數( $\delta R$ ), (5b)載具速度態變數( $\delta V$ ), (5c)載具姿態角度態變數( $\delta \Phi$ ), (5d)載具姿態角速度態變數( $\delta \omega$ )。



圖五：非線性導航之態變函數量化圖：(5a)載具位移態變數( $\delta R$ )，(5b)載具速度態變數( $\delta V$ )，(5c)載具姿態角度態變數( $\delta \Phi$ )，(5d)載具姿態角速度態變數( $\delta \omega$ )。

#### 四、計畫結果與檢討

延續「全球衛星定位/導航整合系統虛擬測距精度最佳化研究與設計」計畫，本年度進一步改良濾波模組應用於整合型 GPS/INS 自動導航之非線性操控系統設計；除開發適用的誤差模型以推導態變方程式，採內插法(Hermite Interpolation)來模擬最佳化載具運動軌跡，作為設計機用(On-board)導航操控系統之基礎。並將系統內非線性成份以高斯雜訊簡化處理，以利 Kalman 濾波仍能應用於此主題。經由初步電腦模擬結果可顯示出本研究之特色；即若能合理的調整系統參數初值，對位移及速度的估測偏移( $[P(0|0)]$ ,  $[Q]$ ,  $[R]$ 等非最佳參數或非線性的取捨量造成)會有較佳的表現。故而後仍可持續努力的工作可規劃為三類：

1.  $[P(0|0)]$ ,  $[Q]$ ,  $[R]$ 等矩陣之靈敏度探討
2. 不同的輸出組合測量矩陣 $[H]$ 性能評估
3. GPS 軌道幾何座標之精確度探討

值得一提的是，本研究中之系統平台係結合 LabVIEW 與 MATLAB 以作為開發具教學特性及商業價值的整合型 GPS/INS 自動導航之非線性操控系統，並可實際應用於無人駕駛載具上導航應用。綜合前述計畫執行重要指標計：

1. 利用 LabVIEW V6.1 提供優勢的圖控程式，完成系統所須電腦介面(RS-232, PIMCIA, USB)等驅動程式、GPS 資料 NIMA-0183 讀寫指令擷取分析、虛擬測距(Pseudo-range & Pseudo-range rate)估算、大地座標(WGS84/TWD97)轉換、導航操控操作面板及數據圖形顯示。
2. 非線性 GPS/INS 導航操控數學模型，則採用 MATLAB 來減少軟體開發時程，其中所須估測(State Predictor)週期訂為 0.2 sec，而資料(Pseudo-range/Pseudo-range-rate)測量(Measurement)週期為 1 sec 以修調使用慣性(Accelerometer, Gyroscope)量測的誤差變異量。另核心模組為閉迴路整合型 GPS/INS 導航模型。
3. 非線性 GPS/INS 導航操控數學模型，則將二次式誤差(Second-order forms)改以研究方法中所描述的兩改良子轉移矩陣( $[A_n^L]$ 及 $[\dot{U}_n^L]$ )，來設定載具側向加速度及轉向變率的關聯性。未來並將進一步配合 Quadratic filter 分析或改採 Color noise 統計法則精進系統精度。
4. 鑑於態變方程式之軌跡輸出(位移及速度)，係直接擷取 GPS 虛擬測距(Pseudo-range & Pseudo-range rate)與載具行徑方向之關聯變量( $\langle \dot{a}\bar{R} \cdot \bar{U} \rangle$ )；即在預估載具運動平滑軌跡時，特藉由 Hermite Interpolation 將相臨近端取樣區間的不連續點遞迴作 Curve Fitting，降低因資料跳動的不規則性。

初步研究成果分於國內外學術性會議中發表[19~24]。個人近、中期的研究目標已著手利用單晶片處理引擎(DSPs TMS320C54x)為工作平台，且計劃結合類比/數位電路設計、GSM/GPRS 無線通訊網路等先驅模組，建立遠端遙控設備之主導性商品。全方位開發 GPS/INS 的自動導航載具，期使全球定位系統的應用可更廣泛地造福人類。謹此，採取此整合型的全球衛星定位及慣性導航系統之無人駕駛載具，其特有的精確性及可靠度不僅可大幅提昇經濟效益，更能適合機密性較高的軍事發展或緊急危險性高的災區救援、地域探勘等行動利器。

## 五、參考文獻

- [1] E. M. Nebot and H. Durrant-Whyte, "A high integrity navigation architecture for outdoor autonomous vehicles", *Robotics Autonomous Systems* Vol. 26, pp. 81-97, 1999.
- [2] J. Hunter, W. Kosmalski, and P. Truong, "Vehicle Navigation Using Differential GPS", *International Conference of IEEE on Position Location and Navigation System*, pp. 392-398, 1990.
- [3] R. C. Hart, C. J. Gramling, J. K. Deutschmann, A. C. Long, D. H. Oza, W. L. Steger, "Autonomous navigation initiatives at NASA GSFC flight dynamics division", *Proc. IAS International Astro-dynamics Symposium*, 96-C-23, pp. 125-130, 1996.
- [4] Eckley, G.P., "Navstar Global Positioning System Coordinate System Definitions Representations and Analysis," *The Magnavox Company Advanced Products Division Report MRL R-5052*, pp. 4-22, March 31, 1975.
- [5] Martin, E.H., "Navstar Global Positioning System Navigation Mechanization Analysis," *The Magnavox Company Advanced Products Division Report MRL R-5070*, pp. 17-51, May 12, 1975.
- [6] J. K. Ray, O. S. Salychev, M. F. Cannon, "The modified wave estimator as an alternative to a Kalman filter for real-time GPS/GLONASS-INS integration", *Journal of Geodesy*, Vol. 73: 568-576, 1999.
- [7] R. E. Phelts, D. Akos, and P. Enge, "*SQM validation report for GNSSP Wg-B Meeting*", Dept. of Aero. And Astron., Standford University, May 2000.
- [8] M. A. Lewis, A. H. Fagg, G. A. Bekey, "The USC autonomous flying vehicle: An experience on real-time behavior control", *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 422-429, May 1993.
- [9] T. S. Stombaugh and S. A. Shearer, "The DGPS-based automatic guidance of agriculture vehicles", *Proc. European Conference on Precision Agriculture*, Vol. 1, pp. 121-126, 2001.
- [10] Wong, R.V.C., "Development of a RLG Strapdown Inertial Survey System," Department of Surveying Engineering Calgary, pp. 31-68, Alberta, 1988.

- [11] Piscane, V.L., Moore, R.C., *Fundamentals of Space Systems*, Oxford University Press, pp.245-304, New York, NY, 1994.
- [12] M. Bozorg, E. Nebot, and H. Durrant-Whyte, "A decentralized navigation architecture", *Proc. IEEE-ICRA*, Belgium, pp. 3413-3418, 1998.
- [13] F. A. Faruqi, "Non-linear mathematical model for integrated globe position and inertial navigation systems", *Applied Mathematics and Computation*, Vol. 115, pp. 191-212, (2000).
- [14] H. D. Stevens, E. S. Miles, S. M. Rock, R. H. Cannon, "Object-based task-level control: A hierarchical control architecture for remote operation of space robots", *Proc. AIAA/NASA Conference on Intelligent Robotics in Field, Factory, Service and Space*, pp. 264-273, Houston, 1994.
- [15] P. W. McBurney, "A robust approach to reliable real-time Kalman filtering", *Proc. Of IEEE Position, Location, and Navigation Symposium*, 549-556, March 1990.
- [16] Handley, S., Langley, P. and Rauscher, F., "Learning to predict the duration of an automobile trip", *Proc. AAAI*, 4<sup>th</sup> Annual Conference on Knowledge Discovery and Data Mining, pp. 219-223, New York, 1998.
- [17] S. P. Karatsinides, "Enhancing filter robustness in cascaded GPS-INS integration", *IEEE Trans. on Aerospace & Electronic Systems*, 1001-1008, Oct. 1994.
- [18] C. C. Arcasoy and B. Koc, "Analytical solution for continuous-time Kalman tracking filters with colored measurement noise in frequency domain", *IEEE Trans. on Aerospace & Electronic Systems*, 1059-1063, Oct. 1994.
- [19] 金之業, "全球衛星定位測距最佳化設計", 2003 航空電子科技與應用研討會, 空軍軍官學校, 台灣高雄, Oct. 17, 2003.
- [20] C.Y. King, "Study of a Concise Programming for GPS Positioning and Navigation", Proceedings on CAC 2003, C10-4, pp. 548-553, March 13~14, 2003.
- [21] C.Y. King & C.H. Chang "Virtual Instrumentation-Based System in a Real-Time Telemetry of GPS/GIS", Proceedings on ION NTM 2003, D3-A2, Jan. 23~25, 2003.
- [22] C.Y. King, "Virtual Instrumentation-Based System in Real-time Positioning of GPS", 第十一屆國防科技學術研討會, Paper ID: F-056, Taoyan, Taiwan, Nov. 14~16, 2002.
- [23] C.Y. King, "Study on a real-time LabVIEW prototype of the GPS system", AMTE 2002 IEEE/ASME International Conference, A103, Chia-yi, Taiwan, Aug. 11~14, 2002.
- [24] 金之業, "全球衛星定位虛擬測距精度系統最佳化設計", 第三十屆測量學術

發表論文專輯，頁 105 ~ 114，國防部聯合後勤司令部測量署，Aug. 09, 2002

# 行政院國家科學委員會專題研究計畫成果報告

整合型 GPS/INS 自動導航之非線性操控系統研究

## **Non-linear navigation architecture of integrated GPS/INS for remote piloted or autonomous vehicles**

計畫編號：NSC 91-2212-E-164-005

執行期限：91 年 8 月 1 日至 92 年 7 月 31 日

主持人：金 之 業 修平技術學院電機工程系

### **Abstract**

Nowadays, there has been a major upsurge of interest in the integrated GPS/INS usage as a cost-effective way of providing the accurate and the reliable navigation for military and civil applications (aircrafts/ships/vehicles). Therefore, in this research, it proposes well-designed non-linear navigation architecture of integrated GPS/INS navigation for use in autonomous mobile and/or remote piloted vehicles. The novel system evaluates system performance with a decentralized architecture for the fusion of information from different asynchronous sources. Moreover, in order to contribute an effective use of GPS information, it is essential to model the correlated noise and to incorporate additional sensing to de-correlate and eliminate its effect.

The GPS/INS filter mechanism, in this research, will be developed with an error model including a linear and a non-linear component. The latter consists of a quadratic function of system states and may be approximated by a Gaussian-noise term thereby allowing the usage of Kalman filter's design technique; implementation which issues for the system operation under varying measurement sets (such as: state operation and variable satellite constellations) will also be discussed. This designed integrator dealing with navigation system has to provide continuous and dense outputs at the equidistant-time steps, and then it is also supplemented by a Hermite interpolation scheme of the compatible order and accuracy, as to cope with the natural

step-size of relevant integration methods and the non-equidistant measurement times.

Conclusively, the corresponded network simulations and experimental results will be presented to demonstrate this novel non-linear navigation architecture of integrated GPS/INS in usage of the autonomous mobile and/or remote pilot vehicles.

**Keywords:** GPS/INS navigation, Autonomous mobile vehicles, Non-linear controller, Hermite interpolation