

# 무인탐사체 항법을 위한 GPS/INS 초강결합 성능분석

## Performance Investigation of GPS/INS Ultra-tightly integration for Navigation of Unmanned Expedition Vehicles

정 광 윤, 조 영 석, 심 덕 선\*  
(Kwang-Youn Chung, Young-Seok Cho, and Duk-Sun Shim)

**Abstract :** GPS/INS integration is widely considered as main navigation systems of vehicles since GPS(Global Positioning System) and INS(Inertial Navigation System) have their own strength and weakness, respectively. Accuracy, continuity, integrity, and availability should be provided in navigation systems of vehicles. Ultra-tightly integration can improve these capacities, especially availability of GPS. Unmanned Expedition Vehicles(UEV) must be robust against Jamming and external impact because UEV have to substitute for a man when they are in the place where they can not be controlled by a man. This paper analyzes the performance of Ultra-tightly integration and compares it with those of loosely integration and tightly integration for some trajectories

**Keywords :** navigation, GPS/INS, ultra-tightly integration

### I. 서론

GPS (Global Positioning System)와 관성항법시스템(Inertial Navigation System, INS)은 서로 상호 보완적인 특성을 가지고 있는데, 관성 항법 시스템은 짧은 시간동안 정밀한 항법 해를 제공하지만 시간이 지남에 따라 오차가 누적되는 단점을 가진다. 반면에 GPS는 짧은 시간의 오차가 크고 터널 등에서 신호의 단절이 있을 수 있으나, 오차의 누적이나 증가없이 장기간동안 안정적인 항법해를 제공한다. 따라서 두 방법은 서로 독자적인 항법을 수행할 수 있지만, 보다 정확한 항법을 수행하기 위해 두 가지 항법 방식을 결합하여 사용하는 것이 유리하다. 최근 대부분의 항법 시스템은 이들을 결합한 약결합 방식[1]과 강결합 방식[1]의 항법 시스템 형태를 나타내고 있으며, 최근에는 고압력과 고회전 그리고 전파방해에 강한 성능을 보이는 초강결합 시스템[2-4]이 활발히 연구되고 있다. 무인탐사체는 위험에 노출된 공간이나 인간이 직접 제어하기 어려운 공간에서 인간을 대신하는 목적을 가지고 있으므로 전자파방해가 강한 군사지역이나 지형 또는 험난한 지역 탐사에 유리하다.

무인탐사체는 GPS와 관성센서로부터 입력을 받아 항법 계산을 하고 탑재된 노트북 컴퓨터로 무선통신을 통해서 메인 컴퓨터로 항법데이터를 전송한다. 이 컴퓨터에서 무인탐사체의 제어를 수행하며 이벤트 채널을 통해서 항법 및 제어 정보를 서버에 올려놓으며 네트워크 컴퓨터에서는 서버에 올려진 데이터를 바탕으로 제어기의 전환관리, 경로제어, 고장검출 등의 상위레벨 제어를 수행한다.

무인탐사체는 차량 또는 비행체가 될 수 있으며 각각의

경우에 여러 궤적에 대해 GPS/INS 항법의 초강결합의 오차 공분산을 구해서 약결합, 강결합과 비교하였다.

### II. 무인탐사체의 제어환경

무인탐사체는 정해진 중간목표 지점을 경유하여 최종목표 지점에 도착하는 작업을 수행한다.

#### 1. 계층제어

무인 탐사체가 여러 가지 기능을 수행하기 위해서는 단 순루프 제어가 아닌 계층제어 구조를 갖는 것이 적합하다. 이런 계층구조는 상, 중, 하의 레벨을 갖는 구조로 구성되고 상위레벨에서는 경로계획, 장애물회피, 고장진단 등을 수행한다. 중간레벨에서는 탐사체의 방향제어기나 제어기의 전환관리를 수행한다. 하위레벨에서는 탐사체를 구동하기 위한 스피드 제어기와 방향제어기로 구성된다.

단순루프 관점에서는 탐사체의 위치제어에 대해 그림 2와 같은 구조를 갖으며 스피드제어와 방향제어의 두 가지

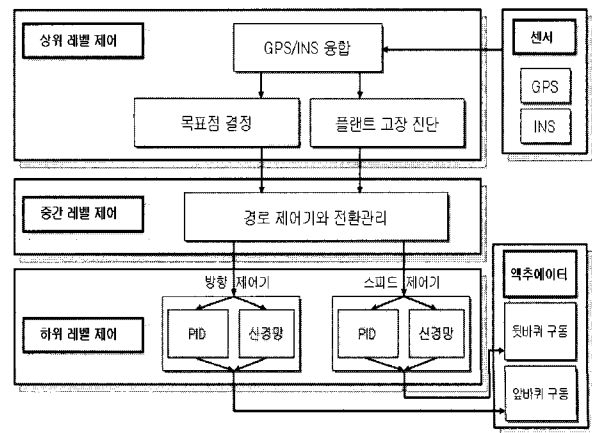


그림 1. 무인탐사체의 계층제어 블록 다이어그램.  
Fig. 1. Hierarchical control of UEV.

\* 책임저자(Corresponding Author)  
논문접수 : 2006. 4. 30., 채택확정 : 2006. 6. 10.  
정광윤, 조영석, 심덕선 : 중앙대학교 전자전기공학부  
(kwang135@wm.cau.ac.kr/eye4blue@wm.cau.ac.kr/dshim@cau.ac.kr)  
※ 본 논문은 2005년도 중앙대학교 학술연구비(일반연구비)에서 지원하여 연구하였음.

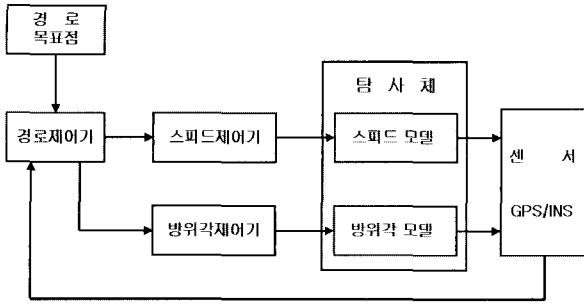


그림 2. 무인탐사체의 위치제어.

Fig. 2. Position control of UEV.

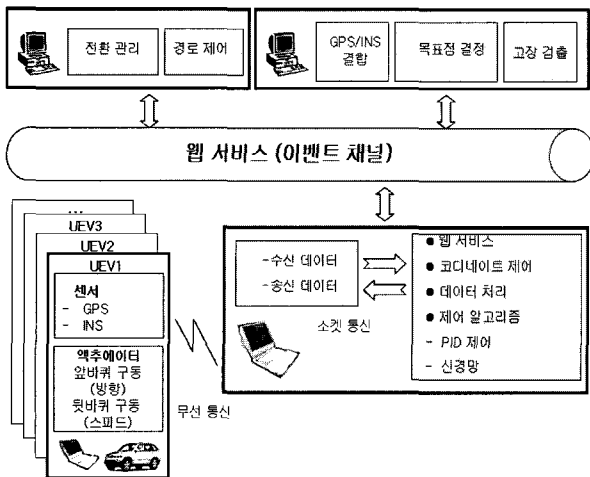


그림 3. 무인탐사체의 통신모델.

Fig. 3. Communication model of UEV.

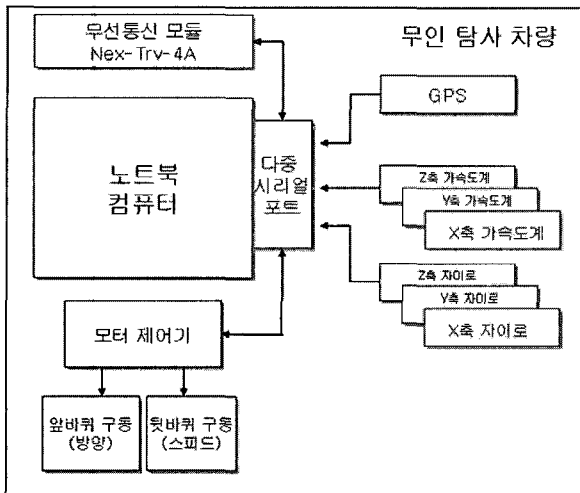


그림 4. 무인탐사체의 하드웨어 구조.

Fig. 4. Hardware structure of UEV.

를 포함한다. 무인탐사체의 위치와 속도 그리고 자세 정보를 얻기 위하여 GPS와 INS를 사용하였고 이러한 정보들로부터 무인탐사체의 위치 및 경로를 결정한 후 원하는 목표 지점에 도달하도록 속력과 방위각을 제어하는 구조이다.

즉, 속력 제어기와 방위각 제어기의 입력 값을 경로 제어기에서 결정하는 구조로 되어있다.

2. 무인탐사체의 통신환경

웹 서비스는 웹 인터페이스를 통한 기능의 하나로서, 인터넷상에서 SOAP, WSDL (Web Services Description Language), UDDI (Universal Description, Discovery, and Integration)를 이용하여 구성되고 서비스 된다[5]. SOAP은 XML로 인코딩되어있는 데이터 포맷이라고 할 수 있고, WSDL은 웹 서비스가 지원하는 메서드들과 그들에 대한 호출 정보(매개변수, 반환값 형식 등)를 담고 있는 문서라고 할 수 있고, UDDI는 웹 서비스를 위한 검색엔진이라고 할 수 있다.

이러한 웹 서비스 구조는 크게 서비스 수요자(service requester), 서비스 중개자(service broker), 서비스 제공자(service provider)로 구성되며, 이들 사이의 관계는 제공자가 중개자에게 발행(publish)하고, 중개자와 수요자 사이에 검색(find)이 이루어지고, 제공자와 수요자사이의 결합(bind)이라는 세가지 기능을 갖게 된다. 여기서, SOAP은 통신을 맡으며, WSDL은 SOAP으로 접근할 수 있는 통신방법을 제공하고, UDDI가 중계를 맡게 된다. 이러한 웹 서비스 기술을 제어시스템에 사용하는 것은 다소 생소하나 웹 서비스는 많은 장점을 갖고 있다. 예로, 웹 서비스는 클라이언트와 서버가 어떤 기술, 어떤 언어, 어떤 장비이든 간에 상관없다는 것이다. 이러한 장점은 개발자에게 자유롭게 자신이 좋아하는 기술을 선택할 수 있도록 해준다. 웹 서비스를 사용한 가장 큰 이유는 웹 서비스를 이용할 경우 이벤트 채널(event channel)의 구축이 용이하다는데 있다. 기존의 제어 시스템은 컴포넌트 간의 통신을 위하여 강결합(tightly coupled) 상태를 유지해왔다. 이러한 강결합 구조하에서는 실시간 데이터의 획득 및 처리가 용이하나, 소프트웨어의 업그레이드시나, 컴포넌트의 추가 제거시에 전체적인 시스템을 재구성해야 한다는 단점이 있다. 이벤트채널은 컴포넌트 사이의 통신이 원활히 되도록 버스와 유사한 서비스를 제공함으로써, 약결합(loosely coupled) 하에서도 기존의 강결합 하에서의 장점뿐만 아니라, 컴포넌트간의 효율적 통신, 유지, 보수가 쉽다는 장점이 있다.

3. 무인탐사체의 구조

본 논문에서 사용되는 탐사체는 그림 4와 같은 구조로 노트북에 설치된 다중시리얼 포트(SystemBase사)를 이용하여 GPS(Novatel사)와 가속도계(Sumitomo사), IMU(Sumitomo사)의 데이터를 시리얼 통신을 이용하여 받아들인다. 받아들여진 데이터는 항법계산을 한 후에 무선통신(Nextronics사)을 이용하여 원격에 위치한 PC로 전송 및 수신한다. 모터제어 역시, 노트북에 설치된 다중시리얼 포트를 통해 제어된다.

무인탐사체는 그림 5와 같은 소프트웨어 구조를 갖는다. 12bit ADC를 사용한 IMU데이터 수신(code 1) 및 8bit DAC를 사용한 탐사체 제어(code 7)에는 AVR-Edit를 사용하였다. Novatel GPS 데이터 수신(code 1), IMU 데이터 수신(code 2), 무선통신 수신부, GPS/INS integration 및 수신송신(code 3), 서버의 탐사체 데이터 수신, integration 데이터 수

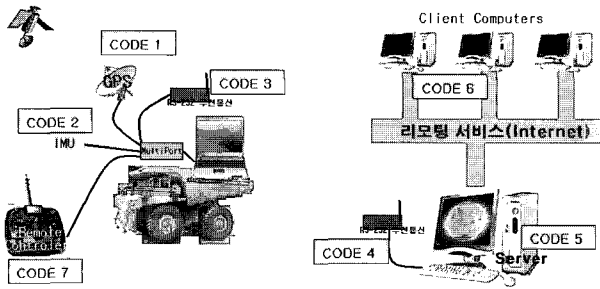


그림 5. 무인탐사체의 소프트웨어 구조.  
Fig. 5. Software structure of UEV.

신 및 소켓통신(code 4)은 VC++을 사용하였다. 소켓 데이터의 리모팅 서비스(code 5), 클라이언트 프로그램(code 6)은 C#을 사용하였다.

**III. 무인탐사체의 항법 : 초강결합 GPS/INS 결합**

무인탐사체의 항법으로는 GPS/INS 결합을 사용하는데 초강결합의 성능을 알아보기 위하여 약결합, 강결합의 성능과 비교하였다.

초강결합 기법은 GPS 수신기 내부의 신호추적루프와 INS가 결합하는 방식으로 결합의 강도가 강해진 것이다[4].

초강결합 GPS/INS는 위치, 속도, 자세를 가진 변수 I(In-phase)와 Q(Quadrature)가 GPS와 INS 변수와 매우 밀접한 관계로 연결된다. 주파수 오차와 위상 오차는 위치, 속도를 갖는 I&Q 신호와 관계한다. 주파수와 위상을 추정하기 위한 GPS 신호는 다음과 같다.

$$y(t) = AC(t)D(t)\cos(w(t-\tau)) + \eta, \quad \tau = \frac{|X_s - X_u|}{c} \quad (1)$$

여기서  $A = \sqrt{2P}$ , P는 신호의 크기, C(t)는 C/A 코드 시퀀스, D(t)는 항법데이터이다,  $\tau$ 는 위성과 수신기 사이의 전파 지연,  $w$ 는 각 주파수,  $\eta$ 는 가우시안 노이즈이다. 이 식에서는 위성과 수신기가 움직이지 않았다고 가정하였지만 실제로 위성은 연속적으로 움직이고 수신기는 이동하므로 (1)의  $\tau$ 는 테일러 시리즈로 확장하여 단순화 시키면 다음과 같다[2,3].

$$y(t) = AC(t)D(t)\cos(w't - \phi') + \eta \quad (2)$$

여기서  $w' = w(1 - \frac{v_x}{c})$ ,  $\phi' = -\frac{w}{c}(|X_s - X_u(t_0)| - v_x t_0)$   
 $v_x = \frac{d}{dt}|X_s - X_u(t_0)|$ ,  $a_x = \frac{d^2}{dt^2}|X_s - X_u(t_0)|$

$w'$ 와  $\phi'$ 은 가속도를 제외시킨 수신기에서의 반송파 주파수와 GPS 위상신호이다. (2)에서는 주파수와 위상이 위치와 속도의 관계식으로 나타내진다.

I&Q 신호와 위치, 속도 사이의 관계를 도출하기 위해 I&Q 신호와 위상 및 주파수 오차 사이의 관계를 나타내야 하는데 위상신호 I와 Q 신호는 다음과 같다.

$$I = \int_{kT}^{(k+1)T} \sin(\widehat{w}t + \widehat{\phi}) [A \cos(w't + \phi') + \eta] dt \quad (3)$$

$$Q = \int_{kT}^{(k+1)T} \cos(\widehat{w}t + \widehat{\phi}) [A \cos(w't + \phi') + \eta] dt$$

여기서  $\widehat{w}$ 과  $\widehat{\phi}$ 은 수신기 추정치, k는 측정 주기, T는 결합 간격이다.  $\eta$ 는 I&Q 신호의 잡음구성요소이다. 반송파와 코드루프필터는 저역통과필터(LPF)이므로 주파수  $\widehat{w} + w' \approx 2w$ 인 신호는 제거되며 다음의 식을 얻는다.

$$E[I] = \frac{-A}{2w_e} [\cos(w_e(k+1)T + \phi_e) - \cos(w_e kT + \phi_e)]$$

$$E[Q] = \frac{-A}{2w_e} [\sin(w_e(k+1)T + \phi_e) - \sin(w_e kT + \phi_e)] \quad (4)$$

(4)로부터 I&Q(E[I]와 E[Q]에 의한)의 추정이 주파수와 위상 에러에 의존하는 것을 알 수 있다. 주파수와 위상 편별기의 출력으로부터 얻을 수 있는 에러를 위치와 속도에 관해 기술하면 다음과 같다.

$$w_e = \frac{w}{c} |\widehat{V} - V| = -\frac{w}{c} V_e$$

$$\phi_e = \frac{-w}{c} [|X_u(t) - \widehat{X}_u(t) - |\widehat{V} - V| t]$$

$$= \frac{-w}{c} [X_e - V_e t] \quad (5)$$

$X_e$ 와  $V_e$ 는 참값과 추정치 사이의 위치와 속도 오차이다. 2개의 오차 변수  $w_e$ ,  $\phi_e$ 는 I&Q 그리고 위치(P)와 속도(V)를 연결하는 역할을 한다.

다음 식은 칼만필터의 상태변수와 측정치의 관계를 갖는 I&Q와 위치(P), 속도(V)의 관계이다[2,3].

$$dE[Q] = \left[ \frac{\partial E[Q]}{\partial \phi_e} \frac{\partial \phi_e}{\partial x} \right] dx, \quad dE[Q] = \left[ \frac{\partial E[Q]}{\partial w_e} \frac{\partial w_e}{\partial x} \right] dx$$

$$\frac{\partial E[I]}{\partial \phi_e} = \frac{-A}{2w_e} [-\sin(w_e(k+1)T + \phi_e) - \sin(w_e kT + \phi_e)]$$

$$\frac{\partial E[Q]}{\partial w_e} = \frac{-A}{2w_e^2} \begin{bmatrix} \sin(w_e(k+1)T + \phi_e) \\ -\sin(w_e kT + \phi_e) \\ + w_e \cos(w_e(k+1)T + \phi_e) \\ - w_e \cos(w_e kT + \phi_e) \end{bmatrix}$$

$$\frac{\partial \phi_e}{\partial x} = \frac{-w}{c} \frac{X_e}{\rho_e}, \quad \frac{\partial w_e}{\partial x} = \frac{w}{c} \left[ V_e \frac{a_x}{\rho_e} \right] \quad (6)$$

여기서  $X_e = X_u(t) - \widehat{X}_u(t)$ ,  $\rho_e = \sqrt{X_e^2 + Y_e^2 + Z_e^2}$ ,  $V_e = V - \widehat{V}$ 이고  $a_x$ 는 단위 벡터이다.

초강결합 시스템은 17차 칼만필터이며 측정식은 다음과 같다.

$$z_k = H_k x_k + v_k$$

$$z = \{\text{INS predicted measurements} - \text{GPS measurements}\} \quad (7)$$

$$z = \{I + dI, Q + dQ\}_n - \{I + \eta I, Q + \eta Q\}_n$$

$$= \{dI + \eta Q, dQ + \eta Q\}_n$$

여기서  $dI$ ,  $dQ$ 는 INS의 편차로부터 예측된 I&Q 신호이고  $\eta I$ ,  $\eta Q$ 는 GPS에서 I&Q 신호 잡음 구성요소이다.  $n$ 은 추적되는 채널(위성)의 수이다. 그림 6은 초강결합에서 사용되는 칼만필터의 구조를 블록도로 나타낸 것이다.

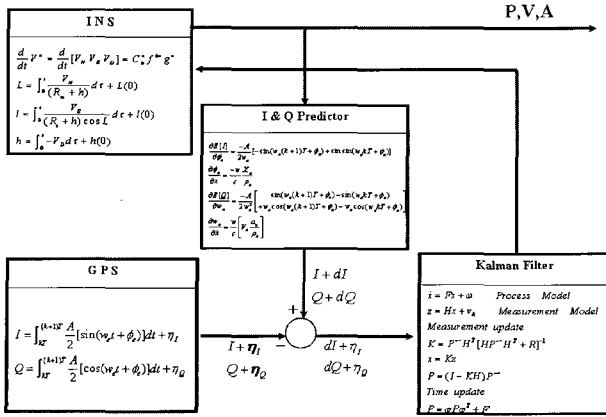


그림 6. 초강결합 칼만필터의 구조.  
Fig. 6. GPS/INS ultra-tightly coupled integration.

측정 행렬  $H_k$ 는 다음과 같다[5,6].

$$H_k = \begin{bmatrix} h_{xi} & h_{yi} & h_{zi} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \times 3 & 0 & 1 \times 3 & 0 & 1 \times 3 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \hat{h}_{xi} & \hat{h}_{yi} & \hat{h}_{zi} & 0 & 0 & 1 \times 3 & 0 & 1 \times 3 & 0 & 1 \times 3 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$h_{xi} = \left[ \frac{\partial E[Q]}{\partial \phi_e} \quad \frac{\partial \phi_e}{\partial x} \right] dx, \quad \hat{h}_{xi} = \left[ \frac{\partial E[Q]}{\partial w_e} \quad \frac{\partial w_e}{\partial \dot{x}} \right] d\dot{x}$$

$h_{xi}$ 는  $dx$ 를 채널  $i$ 에서 추적되는 I 신호의 측정치와 관계 짓는 벡터이고  $\hat{h}_{xi}$ 는  $d\dot{x}$ 를 Q 신호의 측정치와 관계 짓는다. (7)에서 잡음  $\eta_I$ 와  $\eta_Q$ 는 평균값 영을 갖는 가우시안 랜덤 변수로 간주한다.

$$\eta_I = N(0, 1), \quad \eta_Q = N(0, 1)$$

$$R = \begin{bmatrix} \sigma_{I(1,1)}^2 & 0 & 0 & \dots & \dots & 0 \\ 0 & \sigma_{Q(1,1)}^2 & 0 & \dots & \dots & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{I(2,2)}^2 & \dots & \dots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \dots & \dots & \sigma_{Q(2n,2n)}^2 \end{bmatrix} \quad (9)$$

N은 정상상태 랜덤 변수이고 가우시안은 행렬 R에서의 비대각(off-diagonal) 성분을 의미한다.

#### IV. 시뮬레이션 결과 및 비교 분석

초강결합 GPS/INS의 성능 평가를 위해서 무인탐사차량과 무인탐사비행체에 대해서 여러 궤적에 대해 항법 결과와 추정된 궤적과의 오차를 그래프로 나타내어 분석하였다.

그림 7은 GPS 수신기에서 I&Q 신호를 생성하는 블록도이며 그림 8은 관찰된 위성 중 16번 위성에 대한 I&Q 신호이다.

INS 수신기로부터 I&Q 신호의 생성은 그림 9와 같다. 속도 및 위치 오차를 칼만필터로부터 얻을 수 있고, 칼만필터를 통하여 얻어진 I&Q 신호와 관측위성의 I&Q 신호와의 차이를 구하여 그림 10에 나타내었다.

GPS/INS 결합에 따른 성능 분석을 위해 칼만필터의 오차공분산행렬 P의 위치오차를 구하였다. 초기 공정잡음과

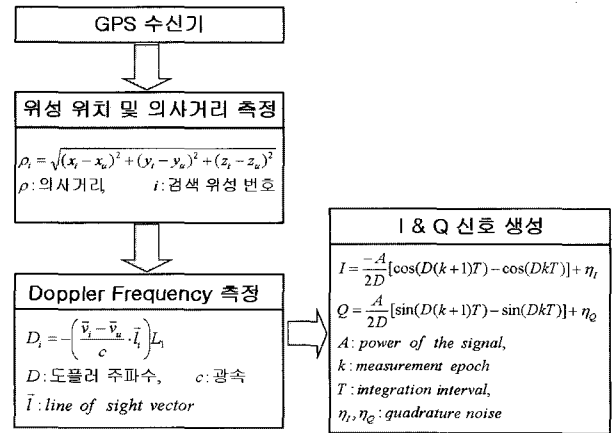


그림 7. 수신기 I & Q 신호생성 블록도.  
Fig. 7. Block diagram of I&Q signal generation.

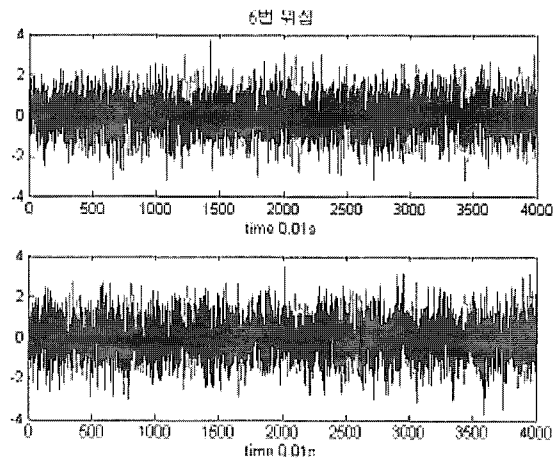


그림 8. 16번 위성에 대한 I & Q 신호.  
Fig. 8. I & Q signal of the satellite, PRN no. 16.

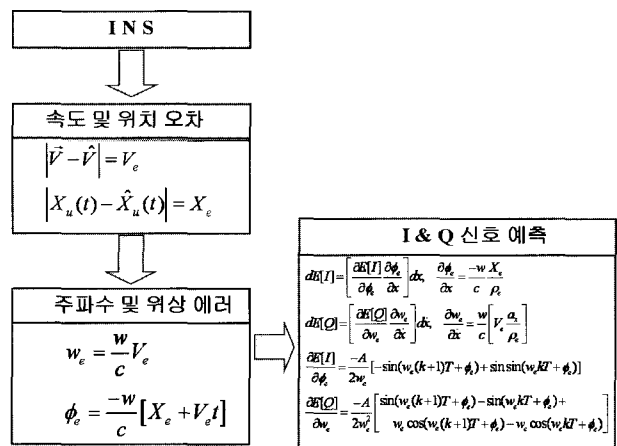


그림 9. INS에서 I & Q 신호생성 블록도.  
Fig. 9. I & Q signal generator.

측정잡음의 공분산 행렬인 Q, R 그리고 오차 공분산 행렬 초기치  $P_0$ 는 다음과 같다.

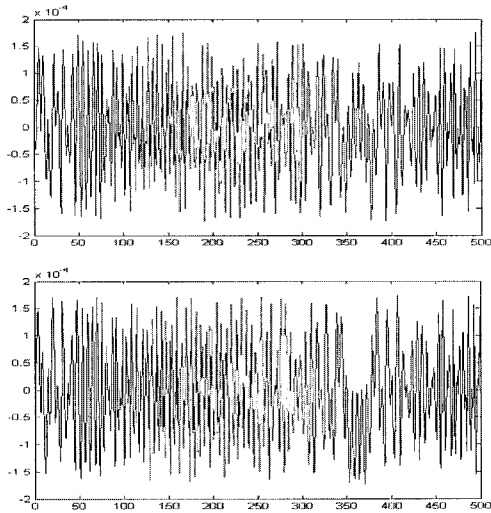


그림 10. 16번 위성의 I & Q 신호 오차.  
Fig. 10. I & Q signal error from satellite 16.

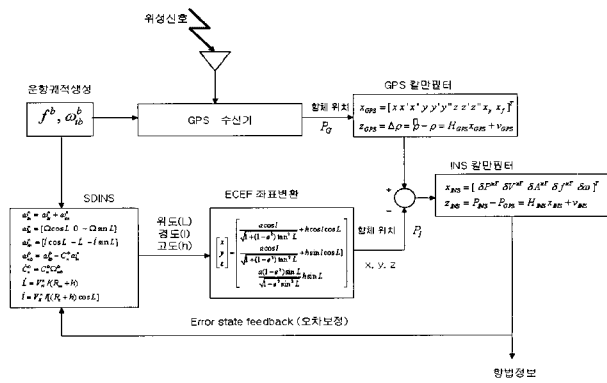


그림 11. 약결합 구성도.  
Fig. 11. GPS/INS weakly coupled integration.

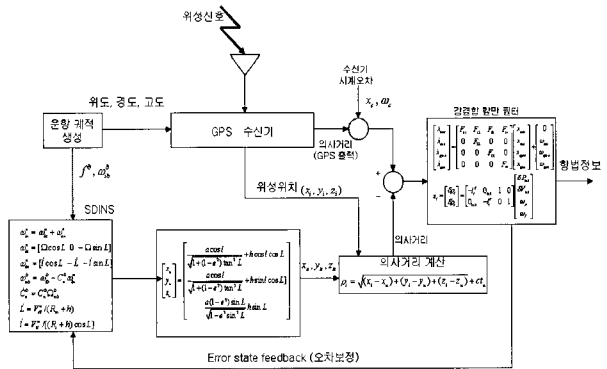


그림 12. 강결합 구성도.  
Fig. 12. GPS/INS tightly coupled integration.

$$Q = \text{diag}[0_{1 \times 3}, (100[\mu\text{g}])^2_{1 \times 3}, (0.1[\text{deg}/\text{h}])^2_{1 \times 3}, 0_{1 \times 8}]$$

$$R = \text{diag}[(5[m])^2 \dots (5[m])^2] \in R^{n \times n} \quad n \text{은 위성의 개수}$$

$$P_0 = \text{diag}[(5[m])^2_{1 \times 2}, 10[m]^2, (2[m/\text{s}])^2_{1 \times 3}, (0.03[\text{deg}/\text{h}])^2_{1 \times 2}, (5[\text{deg}/\text{h}])^2, 500[\mu\text{g}]^2_{1 \times 3}, (3[\text{deg}/\text{h}])^2_{1 \times 3}, 10^2, 1^2] \quad (10)$$

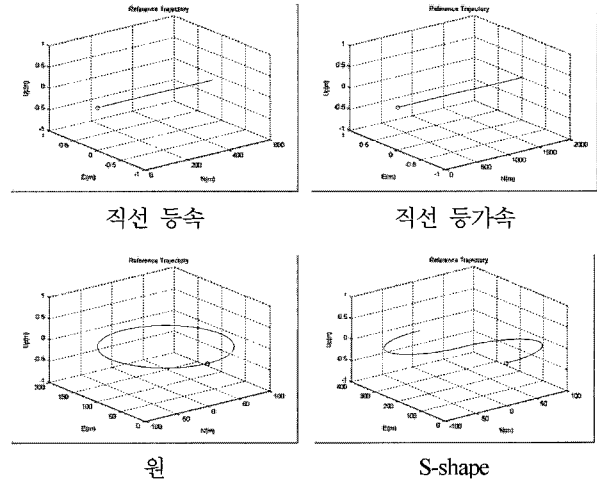


그림 13. 무인탐사차량의 궤적.  
Fig. 13. The trajectory of land vehicle.

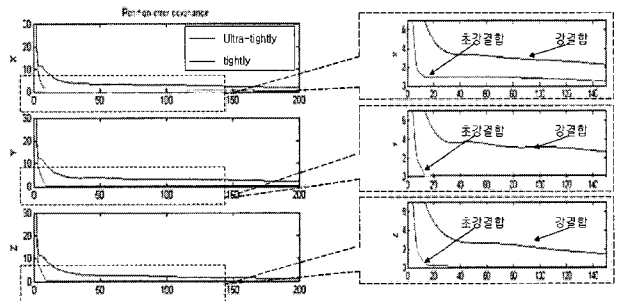


그림 14. 무인탐사차량의 궤적 중 원 궤적에 대한 위치오차.  
Fig. 14. Position error of UEV(circle).

표 1. 150초 후 그림 13의 궤적의 위치오차 (1σ) (m).  
Table 1. Position error of the trajectory in fig. 13. after 150 sec (1σ) (m).

		등속	등가속	원	S-shape
강결합	X	2.371	2.388	2.384	2.636
	Y	2.421	2.833	3.251	3.010
	Z	1.455	1.455	1.455	1.455
초강결합	X	0.407	0.630	0.430	0.430
	Y	0.406	0.268	1.015	1.015
	Z	0.339	0.229	0.906	0.906

좌표축은 North(x축)-East(y축)-Down(z축)이다.

GPS/INS 약결합 및 강결합의 구성도는 그림 11, 12와 같다.

1. 무인탐사차량의 시뮬레이션

무인 탐사차량은 그림 13과 같이 직선등속, 직선등가속, 원 및 S형의 궤적을 200초간 운행한다. 직선등속은 속력 10[km/h], 직선등가속은 가속도 0.1[m/s<sup>2</sup>], 원형궤적은 반지름 87.27[m]를 z 축 각속도  $\frac{0.1}{\pi}$  [rad/sec] (속력은 10[km/h])로 운행한다. S형의 궤적은 원형궤적과 같으나 반원 운행후 -z 축으로 회전한다. 강결합과 초강결합에 대해서 x, y, z

축의 위치 오차의 표준편차( $1\sigma$ )를 구하였다.

네 가지 궤적 중에서 원 궤적에 대한 200초 동안의  $x, y, z$  축의 위치오차( $1\sigma$ )가 그림 14에 주어졌고 네 궤적에 대한 150초 후의 위치오차가 표 1에 주어졌다. 초강결합의 위치 오차가 강결합의 위치오차보다 훨씬 더 적은 것을 볼 수 있다.

2. 무인탐사 비행체의 시뮬레이션

무인탐사비행체는 그림 15와 같이 원궤적, S형궤적, spiral (스프링 모양)궤적, wing-rock motion(비행체 종축의 회전)으로 200초간 운항한다. 원형궤적은 반지름 4422[m]를  $z$ 축 각속도  $\frac{\pi}{100}$  [rad/sec] (속력은 500[km/h])로 운항한다. S형의 궤적은 원형궤적과 같으나 반원 운행후  $-z$ 축으로 회전한다. Spiral 궤적은, 반지름 4422[m]를  $z$ 축 각속도  $\frac{\pi}{50}$  [rad/sec]로 회전하며  $-z$ 축으로 0.2[m/s] 속력으로 상승한다. 또한 Wing-rock motion은 직선으로 500[km/h]의 속력으로 자세각 롤을  $-20^\circ \sim 20^\circ$ 로 회전시킨다. 그림 15의 네 궤적에

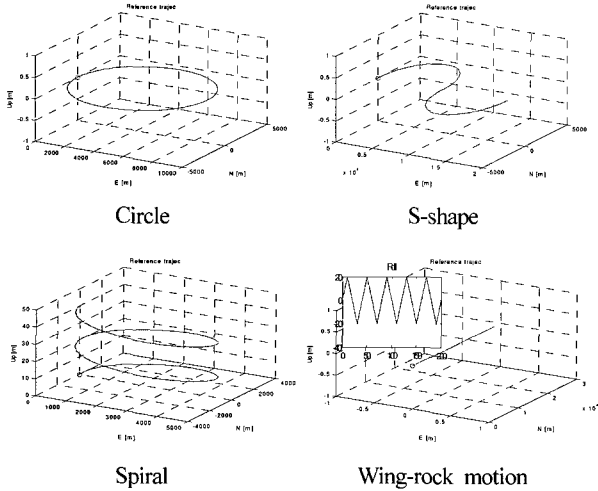


그림 15. 무인탐사 비행체의 궤적 (1).

Fig. 15. Flight trajectory (1).

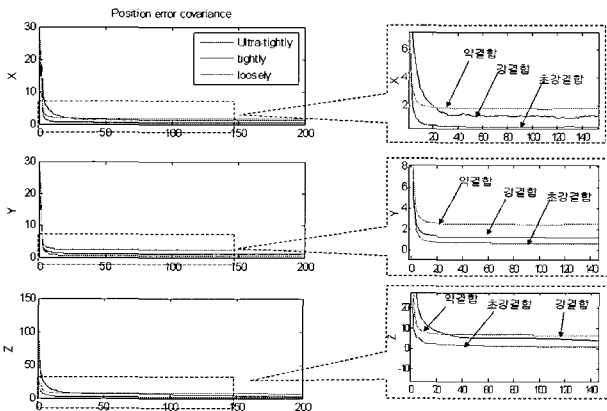


그림 16. 무인탐사 비행체의 궤적 (1) 중 원 궤적의 위치오차.

Fig. 16. Position error of flight trajectory (1) (circle).

대해서 GPS/INS의 약결합, 강결합, 초강결합에 대하여  $x, y, z$  축의 위치 오차의 표준편차( $1\sigma$ )를 구하였다.

그림 16과 표 2는 그림 15의 궤적에 대한 위치오차의 결과 값이다. 약결합보다는 강결합이, 강결합보다는 초강결합이 위치 오차가 더 작게 나오는 것을 볼 수 있다. 약결합을 기준으로 했을 때의 강결합, 초강결합의 오차 감소율을 표 2에 괄호 안에 표시하였다.

그림 17의 궤적은 무인탐사 비행체의 dynamic stress를

표 2. 150초 후 비행체의 궤적 (1)의 위치오차( $1\sigma$ ) (m).

Table2. Position error of flight trajectory (1) (circle).

	Circle	S-shape	spiral	Wing-rock	
약결합	X	1.783	1.84	2.578	1.272
	Y	2.429	2.66	1.784	1.436
	Z	5.512	5.59	5.588	5.446
강결합	X	1.248(70.0%)	1.255(68.2%)	1.91(74.1%)	1.018(80.0%)
	Y	1.177(48.5%)	1.312(49.3%)	1.324(74.2%)	0.39(27.2%)
	Z	3.881(70.4%)	3.92(70.1%)	4.059(72.6%)	4.112(75.5%)
초강결합	X	0.591(33.1%)	0.661(35.9%)	1.116(43.3%)	0.479(37.7%)
	Y	0.634(26.1%)	0.677(25.5%)	0.96(53.8%)	0.28(19.5%)
	Z	0.896(16.3%)	0.91(16.3%)	0.925(16.6%)	1.279(23.5%)

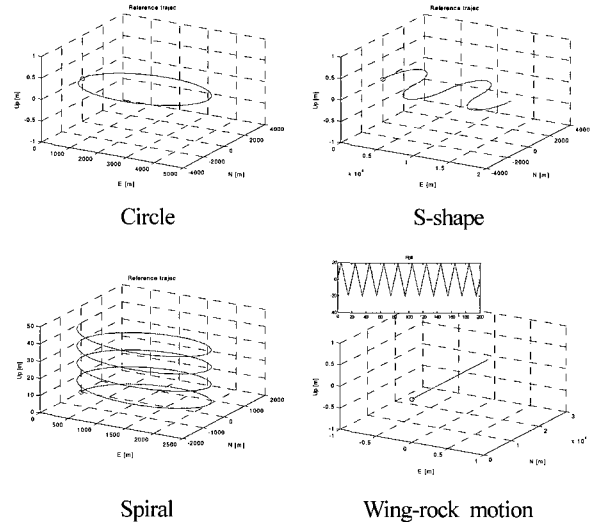


그림 17. 무인탐사 비행체의 궤적 (2).

Fig. 17. Flight trajectory (2).

표 3. 150초 후 비행체의 궤적 (2)의 위치오차( $1\sigma$ ) (m).

Table3. Position error of flight trajectory (2) (circle).

	Circle	S-shape	spiral	Wing-rock	
약결합	X	1.882	2.337	2.842	1.445
	Y	2.552	2.993	1.925	1.583
	Z	5.770	5.729	5.823	5.793
강결합	X	1.629(86.6%)	1.366(58.5%)	2.211(77.8%)	1.214(84.0%)
	Y	1.317(53.7%)	1.586(53.0%)	1.551(80.6%)	0.507(32.0%)
	Z	4.033(69.9%)	4.184(73.0%)	4.224(72.5%)	4.376(75.5%)
초강결합	X	0.653(34.7%)	0.735(31.5%)	1.373(48.3%)	0.502(34.7%)
	Y	0.72(28.2%)	0.757(25.3%)	1.105(57.4%)	0.322(20.3%)
	Z	0.954(16.5%)	0.955(16.7%)	0.992(17.0%)	1.311(22.6%)

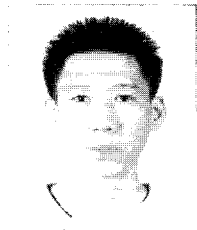
크게 주기 위해서 그림 15의 궤적과 같지만 각속도 또는 자세각을 2배로 준 시뮬레이션 결과 값이다. 이 경우도 약결합보다는 강결합이, 강결합보다는 초강결합이 위치 오차가 더 작게 나오는 것을 볼 수 있다. 표 2와 표 3을 비교해보면 dynamic stress가 크면 위치 오차도 더 커지는 것을 알 수 있다.

#### V. 결론

GPS/INS의 약결합, 강결합, 초강결합의 세 결합 방식의 성능을 비교하기 위하여 여러 궤적에 대해 시뮬레이션 해보았다. 오차 공분산 행렬 P의 위치 오차 성분을 비교해 보면 약결합보다는 강결합이, 강결합보다는 초강결합이 위치 오차가 더 작게 나오는 것을 볼 수 있다. 무인탐사 비행체의 dynamic stress를 크게 주면 오차가 커지는 것을 알 수 있었다.

#### 참고문헌

- [1] J. A. Farrell and M. Barth, "The global positioning system & inertial navigation," *McGraw-Hill*, 1999.
- [2] R. Babu and J. Wang, "Performance of code tracking loop in ultra-tight GPS/INS integration," *ENC-GNSS 2005*, Munich, Germany, 19-22 July. 2005.
- [3] R. Babu and J. Wang, "Improving the quality of IMU-derived doppler estimates for ultra-tight GPS/INS integration." *GNSS 2004*, Rotterdam, The Netherlands.
- [4] S. Alban, "Design and performance of a robust GPS/INS attitude system for automobile application," *Ph.D. Thesis*, Stanford University, 2004.
- [5] A. Banerjee, A. Corera, Z. Greenvoss, A. Krowczyk, B. Maiani, C. Nagel, C. Peiris, and T. Thangarathinam, "C# web services," *Wrox Press Ltd*, 2002.



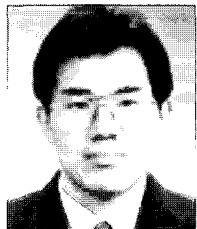
정 광 윤

2004년 원광대 전자전기공학부 졸업.  
2006년 중앙대 전자전기공학 석사. 관  
심분야는 항법알고리즘, GPS/INS결합.



조 영 석

2005년 중앙대 전자전기공학부 졸업.  
2005년~현재 동 대학원 전자전기공학  
부 석사과정. 관심분야는 항법알고리  
즘, GPS, 제어시스템.



심 덕 선

1984년 서울대 제어계측공학 공학사.  
1986년 동 대학원 제어계측공학 석사.  
1993년 미시간대 항공우주공학과 박사.  
1995년 3월~현재 중앙대학교 전자전기  
공학부 교수. 관심분야는 강인제어, 관  
성항법시스템, GPS, 고장검출.