

회전하는 지능 포탄의 GPS/INS 통합 항법 시스템 설계

GPS/INS Integrated Navigation Systems Design for Spinning Smart Munitions

김정원* 강희원** 정호철** 황동환**
 Jeong Won Kim Hee Won Kang Ho Cheol Jeong Dong-Hwan Hwang

이상정** 이태규*** 송기원***
 Sang Jeong Lee Tae Gyoo Lee Ki-Won Song

Abstract

Since GPS receivers and INS algorithms do not work properly in the spinning vehicles due to change of the GPS signal and excess of the measurement limitation of the gyroscope, conventional GPS/INS integrated navigation systems do not provide accurate navigation outputs. This paper proposes a design method for GPS/INS integrated navigation systems of spinning vehicles. A special GPS receiver with a signal tracking loop for changed GPS signal caused by spinning and an INS with a roll estimation method are configured and the conventional integration filter is combined. The proposed method was verified through comparison of the navigation results. The result of the proposed method for the spinning vehicle was similar to that of the conventional navigation system without spinning.

Keywords : Smart Munitions(지능 포탄), Spinning Vehicle(회전 항체), Signal Tracking Loop(신호 추적 루프), Roll Estimation(롤 추정), GPS/INS Integrated Navigation System(GPS/INS 통합항법시스템)

1. 서론

군용으로 개발된 GPS(Global Positioning System)는 전세계 어디서나 날씨에 관계없이 정확한 위치, 속도,

시각 정보를 얻을 수 있어 여러 가지 장비에 사용되고 있다. 유도무기도 정확한 위치 정보를 얻기위하여 GPS를 사용하고 있으며, 적대적 전파 위협에 대응하기 위하여 INS(Inertial Navigation System)를 결합한 GPS/INS 통합 항법 시스템을 사용한다. 대표적으로 토마호크(Tomahawk) 미사일 등이 GPS/INS 통합 항법 시스템을 사용하는 유도무기이며, 이미 걸프전에서 실효성이 입증된 바 있다^[1].

최근에는 자유낙하 폭탄, 포탄 등의 비유도무기에 항법시스템을 추가하여 성능을 향상시키려는 연구가 진행되고 있다. 유도기능이 없는 재래식 무기는 긴 유

† 2009년 4월 10일 접수~2009년 7월 31일 게재승인

* 한국항공우주연구원(KARI)

** 충남대학교 전자공학과(Department of Electronics Engineering, Chungnam National University)

*** 국방과학연구소(ADD)

책임저자 : 황동환(dhhwang@cnu.ac.kr)

효거리를 가지며, 폭발력이 강하고 비용이 저렴하다는 장점이 있지만 유도 무기에 비해 정확도가 떨어지는 단점을 가지고 있다. 이를 보완하기 위하여 재래식 무기에 유도기능을 추가하여 높은 정확도를 가지는 유도무기를 얻고자 하고 있다. 대표적인 것으로 폭격기에서 투하되는 자유 낙하 폭탄에 GPS/INS 통합 항법 시스템을 탑재하여 원하는 목표물을 타격할 수 있도록 개발된 무기인 JDAM(Joint Direct Attack Munitions)을 들 수 있으며, 이미 실전에 배치되어 있다. 우리나라에서도 JDAM과 유사한 무기를 개발하고 있고 빠른 시일 내에 실전에 배치될 것으로 알려져 있다. 이와 같은 맥락으로 자주포, 함포와 같은 무기에서 발사되는 포탄에 유도·항법 기능을 추가하려는 연구도 진행되고 있으며, Raytheon사의 EX171 ERGM(Extended Range Guided Munitions), XM982 Excalibur가 그 예이다^[2,3].

군사용 무기에 사용되는 항법시스템은 일반 항체에 사용되는 항법시스템보다 높은 성능과 여러 기능을 요구한다. 뿐만 아니라 적대적 전파 위협에 강인한 성능을 가져야 하며, 큰 온도 변화, 큰 충격 등 극한 환경에서도 동작을 보장하여야 한다.

회전하는 지능 포탄의 경우 다른 무기와 달리 포 발사시 10,000G이상의 충격을 받으며 목표물까지 안정적인 비행을 위하여 롤 축을 중심으로 회전한다^[2]. 충격은 수 밀리초의 짧은 시간동안에만 포탄에 가해지므로 이에 견딜 수 있는 부품과 H/W를 잘 사용하면 극복할 수 있다. 항체가 회전하는 경우 GPS의 신호 크기와 위상이 크게 변하여 수신기가 신호 추적에 실패하고 그 결과 데이터 복조, 의사거리 계산, 항법해 계산을 수행할 수 없게 된다. 회전 속도가 자이로스코프의 측정 범위를 초과하면 종래의 INS 순수 항법(Pure Navigation)으로는 항법이 불가능하다. 이러한 문제 때문에 종래의 GPS/INS 통합 항법 알고리즘을 그대로 사용할 수 없다^[2-9].

본 논문에서는 회전하는 지능포탄과 같은 항체를 대상으로 강결합 방식의 GPS/INS 통합 항법 시스템 설계 방법을 제안하였다. 회전운동으로 인한 문제를 해결하기 위하여 회전에 의하여 변화된 신호를 추적할 수 있는 새로운 형태의 GPS 신호 추적 루프를 구성하고 INS의 롤 추정 기법을 사용하였다. 소프트웨어 기반의 GPS 신호와 IMU 데이터를 생성하고 새로운 형태의 신호 추적 루프를 추가한 SDR(Software Defined Radio) 기반의 강결합 GPS/INS 통합 항법 시스템을 구

성하고 항법 성능을 평가하여 제안한 방법의 유효성을 보였다.

2. 회전하는 지능포탄의 동작과 통합 항법 시스템의 운용

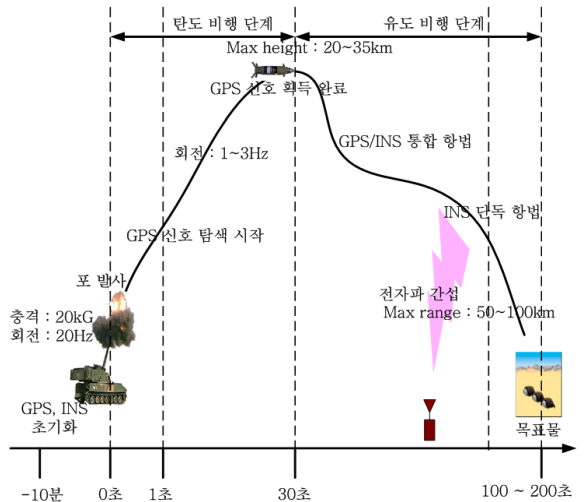


Fig. 1. 회전하는 지능 포탄의 비행 단계

Table 1. 회전하는 지능 포탄의 비행 단계별 소요시간 및 항법 시스템 운용 모드

비행 단계	소요 시간	항법시스템 운용 모드
장전 준비	포 발사전 10분	GPS, INS 초기화
포 발사	-	동작 대기
롤 안정화	포 발사 후 1 초	롤 추정, GPS신호 획득 시작
정점 고도까지 탄도 비행	포 발사 후 30 ~ 40초	GPS 신호 획득 완료 통합 항법 시작
유도 비행	포 발사 후 200 ~ 300초	통합 항법
전자파 재밍시의 유도 비행	포 발사 후 200 ~ 300초	INS 단독 항법

회전하는 지능포탄은 Fig. 1에 보인 바와 같이 초기화 이후 포에 장전, 발사한다. 포탄이 포신을 벗어나

는 시간은 발사 후 15[msec]정도이고 포신을 벗어나고 1초 이후에 핀(Fin)을 전개하여 롤 안정화를 수행한다. 롤 안정화 후에는 1~2Hz로 회전하며 발사 후 30초에 정점고도에 도달하게 된다. 이때 캐나다(Canard)가 전개되고 유도 조종을 시작하여 목표물까지 비행한다. 비행 단계에 따른 항법시스템의 운영 모드를 Table 1에 나타내었다.

일반적인 항체의 GPS/INS 통합항법 시스템에서는 INS의 초기 정렬을 통하여 자세를 구한 후 GPS 수신기가 신호 획득 및 위치해 계산을 완료하면 통합 항법을 수행하지만, 회전하는 지능포탄은 운영특성상 일반적인 절차로 통합항법을 수행할 수 없다. 포 발사전 GPS 가시 위성 번호, 각 위성별 항법 데이터 정보 등을 수집하고, IMU의 바이어스 등을 대략적으로 추정한다. 포탄이 포에 장전 된 후에는 포신의 자세 변화에 따라 자세가 바뀌고, 포 발사 초기의 20~30Hz의 고회전으로 인하여 이전에 구한 자세를 사용할 수 없기 때문에 INS의 초기정렬은 수행하지 않는다.

초기화 후에 항법시스템은 대기 모드에 있게 된다. 포 발사 1초 후에는 GPS의 신호를 획득하고 IMU로부터 자세를 구하며 항법시스템이 동작을 재개한다. 일반적인 항체와는 달리 신호 획득을 위하여 고속운동으로 인한 넓은 도플러 주파수 범위를 30초내에 탐색하여야 하므로, 사출 속도, INS 속도 정보 등을 이용한 방법 등을 사용한다^[11].

초기에는 포신이 향하는 방향과 고각으로 항체가 비행하므로 포신의 방위각과 피치각을 전달받아 사용할 수도 있지만, 롤각의 경우 고회전으로 인하여 외부의 정보를 전달받거나 IMU로부터 직접 구할 수 없으므로 롤 추정 기법 등을 사용하여 구해야 한다. GPS와 INS의 측정치가 정상적으로 출력되면 통합 항법을 수행한다.

3. 회전하는 지능포탄의 GPS/INS 통합 항법 시스템

GPS/INS 통합 항법 시스템에서 SDINS는 순수항법을 수행하며, GPS 수신기에서 위치, 속도나 의사거리, 의사거리변화율이 출력되면 통합 필터를 구동하고 INS의 오차를 보상한다. 회전하는 지능포탄에서 장착된 GPS 안테나 위상 중심이 연속적으로 변하며, 이로 인해 변화된 신호가 수신기에 입력되므로, 일반적인 신

호추적루프를 사용하는 수신기는 신호추적 오차가 증가하거나 Lock을 놓쳐서 데이터 복조, 의사거리 계산, 위치 계산이 불가능하여 GPS 측정치를 얻을 수 없다^[3,10,12]. INS도 롤축 자이로의 측정범위를 초과하는 회전각속도로 인하여 롤축 자세 계산이 불가능하여 정상적인 순수항법을 수행할 수 없다^[5,9]. 따라서 일반적인 방법을 이용해서는 통합항법을 수행하기가 불가능함을 알 수 있다.

회전하는 지능포탄의 GPS/INS 통합 항법 시스템은 Fig. 2와 같이 회전에 의하여 변화된 신호를 추적할 수 있는 GPS수신기와 롤 추정 기법을 사용하는 INS, 그리고 통합 필터로 구성된다. 회전에 의하여 변화된 신호를 추적하기 위한 신호추적루프를 가진 GPS수신기로부터 의사거리와 의사거리 변화율 측정치를 얻고, 롤 추정기법을 사용하여 IMU로부터 위치, 속도, 자세를 얻으면 일반적인 강결합 방식의 통합 필터를 사용하여 통합 시스템을 구성할 수 있다.

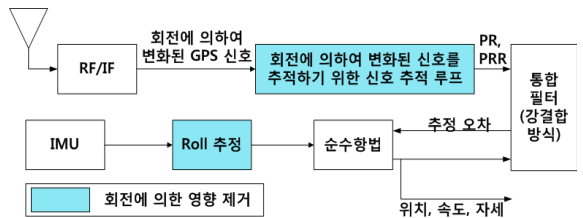


Fig. 2. 회전하는 지능포탄의 GPS/INS 통합항법시스템

가. GPS 수신기

회전에 의하여 변화된 신호를 추적하기 위한 GPS 수신기 구조는 Fig. 3에 나타낸 바와 같이 일반적인 수신기의 코드 추적 루프와 반송파 추적 루프에 회전 추적 루프가 추가된 구조이다.

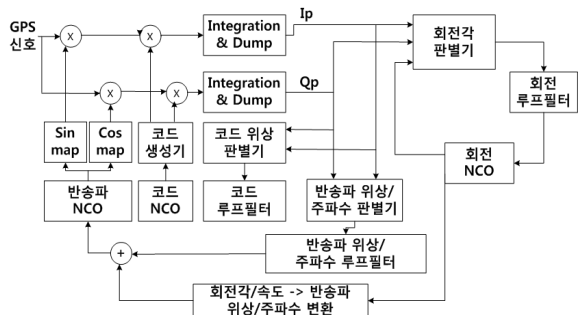


Fig. 3. 회전항체에서의 신호 추적을 위한 GPS 수신기 구조

추가된 회전 추적 루프는 입력 신호에 포함된 항체의 회전 속도를 추정하여 회전에 의하여 변화된 신호를 추적하며 판별기, 루프필터, NCO(Numerical Controlled Oscillator)로 이루어져 있다. 판별기는 항체의 회전각 또는 속도와 추정된 값과의 차이를 계산하며, 루프 필터는 오차 보상을 위한 NCO명령을 생성하며, NCO는 추정된 회전각 또는 속도를 기반으로 복제 신호를 생성한다.

회전항체 수신기의 상관기 출력은 일반적인 항체와는 달리 코드와 반송파의 위상과 주파수 정보뿐만 아니라 식 (1)과 같이 회전 속도에 대한 정보를 포함하고 있다^[10,12,16].

$$I(t) = \sqrt{2P} TR(\delta\tau(t))\cos(2\pi f_s t) + n_I \quad (1.a)$$

$$Q(t) = \sqrt{2P} TR(\delta\tau(t))\sin(2\pi f_s t) + n_Q \quad (1.b)$$

여기서, T 는 상관기의 선적분시간, $R(\cdot)$ 은 C/A코드의 상관함수, $\delta\tau$ 는 코드 위상차, f_s 는 회전 주파수, n_I 와 n_Q 는 각각 I, Q 상관값에 포함된 잡음을 나타낸다. 상관기의 출력 I, Q로부터 $(I+Q)^2$ 을 계산하면 다음 식 (2)를 얻을 수 있다.

$$(I+Q)^2 = I^2 + Q^2 + 2IQ = A^2 + A^2 \sin(4\pi f_s t) + 2\sqrt{2} A \sin(2\pi f_s t + \alpha) n_I n_Q + 2n_I n_Q + n_I^2 + n_Q^2 \quad (2)$$

여기서, A 는 $\sqrt{2P} TR(\delta\tau)$ 으로 신호전력이 일정하고 코드 위상차이가 작으면 상수로 볼 수 있다. α 는 45도인 상수값이다. 식 (2)의 우변에서 3,4,5,6번째 항은 잡음이므로, 저역대역 통과 필터를 통과하면 식 (3)과 같이 회전 속도에 2배되는 주파수를 가지는 신호를 얻을 수 있다.

$$\overline{(I+Q)^2} \approx A^2 \sin(4\pi f_s t) + A^2 + \tilde{n} \quad (3)$$

여기서, \tilde{n} 는 식 (2)에 포함된 잡음 중 저역 통과 필터를 통과한 후의 잔여 잡음을 나타낸다.

회전 항체에서 안테나 특성 등에 따라 A 가 일정 범위에서 변할 수 있고 입력 회전속도와 추정된 회전속도와의 차이를 계산하는 판별기에 오차가 있을 수 있으므로 식 (3)으로부터 직접 회전속도를 얻지 않고 Fig. 4와 같이 1비트로 양자화한다.

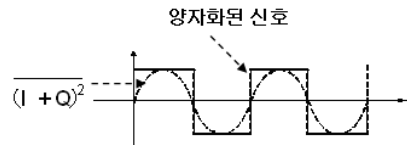


Fig. 4. $(I+Q)^2$ 의 1비트 양자화

Fig. 4와 같이 양자화된 신호는 입력되는 회전 속도의 2배되는 주파수를 가지므로 이 신호를 2분주하면 회전 속도와 동일한 주파수를 가지는 1비트 양자화된 신호를 얻을 수 있다. 이와 같이 생성된 신호를 Fig. 5와 같이 NCO로부터 생성된 신호와 EX-OR 연산을 수행하면 두 신호간의 위상 또는 주파수 차이를 계산할 수 있다.

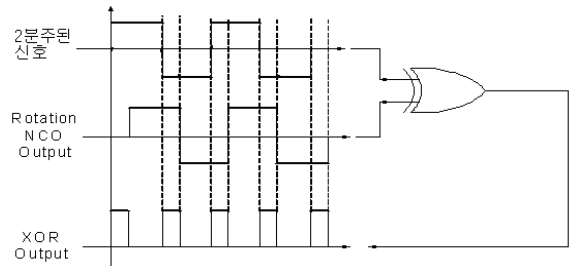


Fig. 5. EX-OR로직을 이용한 회전 판별기

루프 필터는 일반적인 코드 또는 반송파 추적 루프와 같이 항체의 회전 속도가 일정하면 1차로, 회전 속도가 시간에 따라 증가한다면 2차로 두며^[13], 루프필터의 계수는 입력신호의 동특성과 외부잡음을 고려하여 결정된 잡음등가대역폭으로부터 구한다^[13]. 입력 신호를 1비트로 양자화 하였으므로 복제 신호도 1비트의 형태를 가지도록 NCO 출력을 생성한다.

이와 같이 신호 추적 루프를 구성하면 회전에 의하여 변화된 신호를 추적할 수 있으므로 GPS 수신기는 데이터 복조, 의사거리 계산, 위치 계산이 가능하고, 측정치를 통합 시스템에 제공할 수 있다.

나. INS

회전으로 인하여 INS에서는 초기 롤각 결정의 어려움 외에도 자이로스코프의 측정 범위를 초과하는 회전때문에 자세, 특히 롤각을 계산할 수 없다. 자세를 계산하지 못하면, 동체 좌표계에서의 가속도계 출력을 항법 좌표계의 값으로 변환할 수 없으므로 항법이 불가능할 수 있다. 따라서 회전하는 지능포탄에서는 기

존의 방법과 다른 방법으로 롤각을 구해야 한다.

군용으로 개발된 GPS 롤각 추정을 위하여 강제조건, 비직교 센서 배치, GPS 속도 정보, 지자기 센서 등을 이용할 수 있다^[15,16]. 강제조건을 이용한 방법은 포탄이 발사된 후 외력 없이 발사 추진력만으로 비행하므로 요 각속도는 0이 되고 피치 각속도도 포탄 발사시 포신의 피치각과 비행시간으로부터 계산한 값으로 두고 요축 자이로와 피치축 자이로의 출력을 이용하여 롤각을 추정한다^[16]. 이와 유사하게 요각과 피치각을 근사화하지 않고 GPS 속도 정보를 이용하는 방법도 있다. GPS 속도 벡터로부터 요각과 피치각을 계산하여 앞선 방법과 동일하게 롤각을 추정한다^[15]. 비직교 센서 배치를 이용한 방법은 동체 좌표계와 일치하지 않도록 3개 이상의 센서를 90도가 아닌 각으로 배치하여 각 축의 자이로 출력으로부터 롤각을 추정한다^[16]. 지자기 센서를 이용한 방법은 항체에 설치된 지자기 센서의 출력을 보조 정보로 사용하여 롤각을 추정한다^[16]. 각 방법마다 차이는 있지만, 강제 조건을 이용한 방법, GPS 속도 정보를 이용한 방법, 비직교 센서 배치를 이용한 방법, 지자기 센서를 이용한 방법 역순으로 추정 성능이 좋은 것으로 알려져 있다^[16]. GPS/INS 통합 항법 시스템 구성 시에는 보조 센서 가용 여부와 센서 배치 등을 고려하여 적당한 방법을 선택할 수 있으며, 선택한 방법의 추정 오차 특성 등을 고려하여 통합 필터의 공정 잡음과 측정 잡음 값을 조절하는 것이 필요하다.

4. 성능 평가

본 논문에서 제안한 통합 항법 시스템 설계 방법을 검증하기 위하여 Fig. 6과 같이 실험시스템을 구성하여 제안한 방법을 적용한 경우와 일반적인 방법을 사용한 경우의 통합 항법 결과를 비교하였다. 제안한 방법을 적용한 경우에는 모의실험에 사용하는 GPS 신호와 IMU 측정치에 회전의 영향이 포함되도록 하였고, 일반적인 방법을 사용하는 경우에는 회전이 없는 경우의 GPS 신호와 IMU 측정치를 생성하였다. 전술한 바와 같이 항체가 1~2Hz로 회전하며 회전주파수가 높을수록 일반수신기의 항법 성능이 나빠지므로 3Hz로 회전하는 경우에 대하여 제안한 구조의 성능을 평가하였다. Fig. 7은 항체의 기준궤적을 나타낸 것으로 많이 사용하는 지능포탄의 궤적이다.

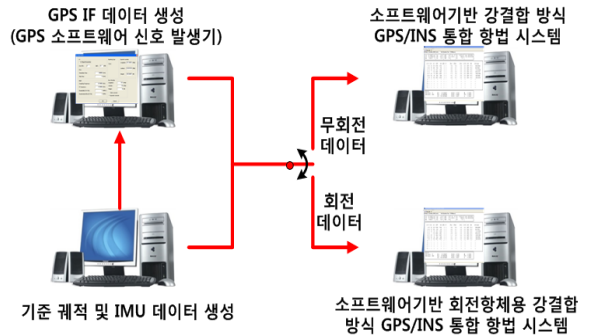


Fig. 6. 실험 구성

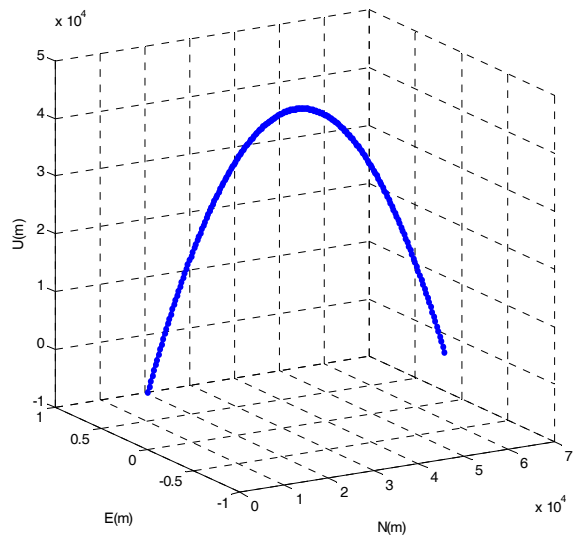
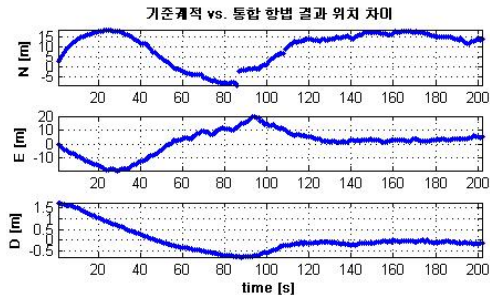


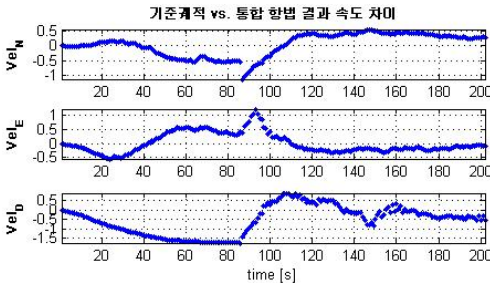
Fig. 7. 항체의 기준궤적

이때 항체의 사출속도는 1,000m/s, 사출각은 75도이며, 이 궤적을 기준으로 회전 운동할 경우와 회전하지 않을 경우의 GPS 신호와 IMU 측정치를 생성하였다.

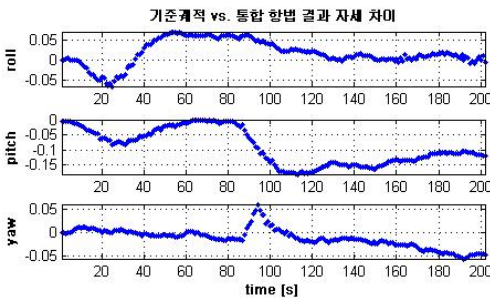
Fig. 8, 9는 두 가지 경우의 항법 오차를 나타낸 것이며, Table 2는 항법 결과 차이를 나타낸 표이다. Fig. 8, 9와 Table 2의 결과에서 회전 운동하는 경우의 오차가 회전운동을 하지 않을 경우에 비하여 크지 않은 것을 알 수 있다. 이것은 제안한 기법을 적용하면 GPS 수신기와 INS에서 회전하지 않을 경우와 유사한 측정치를 얻을 수 있기 때문이다. 비교를 위하여 통합 필터의 잡음 공분산을 두 경우 모두 같은 값을 사용하였는데, 제안한 기법을 적용하였을 때 얻을 수 있는 측정치의 오차 특성을 고려하여 다시 선정한다면 더 나은 항법 결과를 얻을 수 있을 것으로 본다.



(a) 비회전시 위치 오차

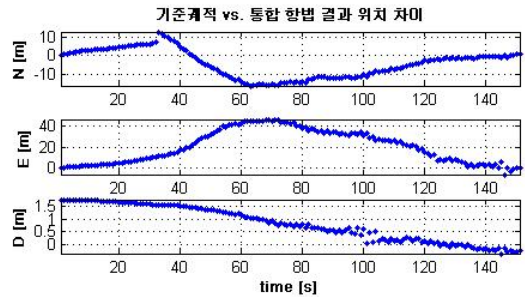


(b) 비회전시 속도 오차

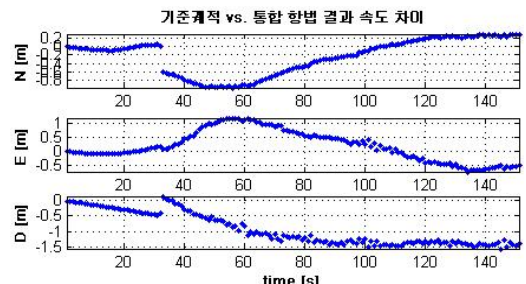


(c) 비회전시 자세 오차

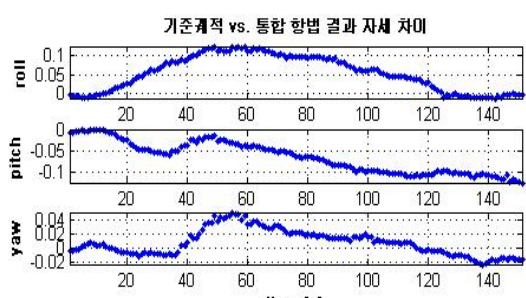
Fig. 8. 비회전시 통합항법 오차



(a) 회전시 위치 오차



(b) 회전시 속도 오차



(c) 회전시 자세 오차

Fig. 9. 회전시 통합항법 오차

Table 2. 비회전과 회전 운동에 대한 항법 결과 차이

구분	축	평균	표준편차
위치	N(m)	0.4248	8.4712
	E(m)	1.5285	9.3231
	D(m)	-0.0431	0.5961
속도	N(m/s)	-0.0406	1.1306
	E(m/s)	0.0123	0.3577
	D(m/s)	0.5334	0.7663
자세	Roll(deg)	0.0190	0.0317
	Pitch(deg)	-0.0898	0.0600
	Yaw(deg)	0.0122	0.0199

5. 결론 및 추후 연구계획

본 논문에서는 회전하는 지능 포탄의 GPS/INS 통합 항법 시스템의 설계 방법을 제안하였다. 제안한 방법을 이용하면 회전에 의하여 발생하는 문제를 GPS 수신기와 INS에서 제거한 후 종래와 같이 통합 필터를 구성할 수 있다. 일반적인 GPS 수신기에서는 회전에 의하여 변화된 신호로부터 통합 시스템에 필요한 의사거리 또는 위치, 속도 정보를 계산할 수 없는데, 회전 추적루프를 추가함으로써 수신기의 의사거리 계산, 위치 계산이 가능하다. IMU의 자이로 측정 범위를 초

과하는 롤축 회전에 대하여 강제조건, 비직교 센서 배치 등을 사용하여 롤각을 계산한다. 모의실험에서 회전하는 경우 제안한 방법을 사용하고, 회전하지 않는 경우 종래의 방법을 사용하였을 때, 두 경우의 위치 차이가 2m 이내 임을 볼 수 있었다.

추후에는 회전항체에 대하여 재밍 대응 성능이 매우 우수하다고 알려진 심층결합 GPS/INS 통합 항법 시스템의 연구를 수행할 것이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 기초연구과제의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사드립니다(계약번호 UD00006034AD).

Reference

- [1] G. T. Schmidt, "INS/GPS Technology Trends for Military Systems", The Draper Technology Digest, Vol. 3, pp. 5~13, 1999.
- [2] J. R. Dowdle and K. W. Flueckiger, "A GPS/INS Guidance System for Navy 5" Projectile", Proceedings of 52nd ION AM, pp. 312~325, June, 1996.
- [3] 함왕식, "155mm 지능 포탄 개발 동향", 국방 기술 정보, 11권 4호, pp. 83~86, 국방과학연구소, 2005년 4월.
- [4] A. K. Tetesky, and F. E. Mullen, "Effects of Platform Rotation on GPS with Implications for Simulators", Proceedings of the ION GPS-96, pp. 1917~1925, Sep., 1996.
- [5] W. A. Mickelson, Navigation System for Spinning Projectiles, US Patent number 6163021, Dec., 2000.
- [6] J. H. Doty, "Advanced Spinning-Vehicle Navigation A New Technique in Navigation on Munitions", Proceedings of the ION 57th Annual Meeting, pp. 745~754, June, 2001.
- [7] J. H. Doty and T. D. Bybee, "A Demonstration of Advanced Spinning-Vehicle Navigation", Proceedings of the ION NTM 2004, pp. 573~584, Jan., 2004.
- [8] R. H. Cantwell and R. Ventresca, "GPS Continuous Track on a Spinning Vehicle with Multiple Patch Antennas", Proceedings of the ION GPS'99, pp. 901~906, Sep., 1999.
- [9] B. S. Davis, "Using Low-Cost MEMS Accelerometers and Gyroscopes as Strapdown IMUs on Rolling Projectiles", Proceedings of IEEE Position Location and Navigation Symposium, pp. 887~896, 1998.
- [10] 조종철, "GNSS 수신기를 이용한 회전체의 회전 속도 추정 기법", 충남대학교 대학원 전자공학과 석사 학위 논문, 2007.
- [11] 정호철, 김정원, 황동환, 이상정, 이태규, 송기원, "INS 속도와 다중 상관기를 이용한 고속 항체용 GPS 수신기의 빠른 신호 획득 기법", 제어 로봇 시스템 학회 논문지, 14권, 6호, pp. 603~607, 2008 6월.
- [12] 김정원, 조종철, 황동환, 이상정, "GNSS 신호를 이용한 회전체의 롤 회전 속도 추정 기법", 제어 로봇 시스템 학회 논문지, 14권 7호, pp. 689~694, 2008년 7월.
- [13] J. B. Tsui, Fundamentals of Global Positioning System Receivers A Software Approach, Wiley-Interscience, 2004.
- [14] R. E. Best, Phase-Locked Loops - Design, Simulation, and Applications, McGraw-Hill, 1999.
- [15] D. J. Lucia, Estimation of the Local Vertical State for a Guided Munition Shell with and Embedded GPS/Micro-Mechanical Inertial Navigation System, M. S. Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Dec. 1995.
- [16] 이상정 외 17인, "지능포탄의 극한동적환경에 적응하는 GPS/INS 통합항법알고리즘 연구", 국방과학연구소 기초연구과제 보고서, 2008 12월.