

# GPS 유도 폭탄용 복합 항법 모듈의 비행 시험

\*오상현<sup>1</sup>, 손석보<sup>1</sup>, 권승복<sup>2</sup>, 신동호<sup>3</sup>

<sup>1</sup>한양네비콤(주) (laborosh@navicom.co.kr/sbson@navicom.co.kr)

<sup>2</sup>넥스원퓨처(주) (sbkwon@nex1.co.kr)

<sup>3</sup>국방과학연구소 (snoopy@add.re.kr)

**Abstract:** 최근 국내외에서 재래식 폭탄의 정확도와 사거리를 향상시킨 정밀 유도 무기에 관한 연구가 활발하게 진행 중에 있다. 국내에서는 국방과학연구소의 주도로 재래식 폭탄에 GAK(GPS Adapter Kit)를 장착하는 연구가 진행 중이다. GAK는 GPS/INS 복합 항법 모듈을 내장한 사거리 연장 유도 키트의 일종으로 폭탄이 투하되면 접혀 있던 날개가 전개되고 이후 날개의 플래퍼론을 구동하여 유도 조종을 수행한다. 복합 항법 모듈은 상용의 MEMS IMU, 내장형 GPS 수신기 및 항법 컴퓨터와 실시간 운영 체제에서 구동되는 항법 소프트웨어로 구성된다. 본 논문에서는 복합 항법 모듈의 비행 시험 결과를 제시하였다. 시험 결과 항법 모듈이 실시간으로 정상적인 동작을 수행하였으며 GPS 유도 폭탄의 유도 조종에 적합한 항법 정보를 제공하였음을 확인하였다.

**Keywords:** GPS, INS, guided bomb, MEMS IMU

## 1. 서론

최근 재래식 폭탄에 유도 기능을 추가하여 정확도와 사거리를 크게 향상시킨 정밀 유도 무기(PGM, Precision Guided Munition)에 관한 연구가 활발히 진행 중이다[1]~[3]. 전쟁에서 정밀 유도 무기는 중요한 군사 목표물을 정확하게 타격할 수 있으므로 대규모 폭격에 따르는 민간인 사상 및 비군사시설의 파괴를 최소화 할 수 있다. 또한 원거리에서 폭탄을 투하할 수 있으므로 아군의 생존성을 증가시킬 수 있다. 대표적인 정밀 유도 무기 중 하나인 통합 직격 폭탄(JDAM, Joint Direct Attack Monition)은 최근 이라크 전쟁에 투입되어 그 성능을 입증한 바 있다[4]. 미 Boeing사에서 개발한 JDAM은 비유도 자유 낙하 폭탄의 꼬리를 제거하고 유도 키트(guidance kit)를 결합한 것으로서 사전에 입력한 목표 지점까지 유도 키트의 꼬리 날개를 조종하여 폭탄을 유도한다[5].

국내에서는 국방과학연구소의 주도로 재래식 폭탄에 GAK(GPS Adapter Kit)를 장착하는 연구가 진행 중이다. GAK는 GPS/INS 복합 항법 모듈을 내장한 사거리 연장 유도 키트의 일종으로 폭탄이 투하되면 접혀 있던 날개가 전개되고 이후 날개의 플래퍼론을 구동하여 유도 조종을 수행한다. GAK는 JDAM에 비하여 유도 기능을 부여하기 위해 폭탄에 물리적인 수정을 가하지 않아도 되며 또한 날개로 인하여 폭탄의 사거리를 크게 증가시킬 수 있는 장점을 가진다.

GAK는 크게 날개 기구부와 비행 제어 장치(FCU, Flight Control Unit) 및 배터리로 구성되는데 이 중 FCU는 GPS/INS 항법 모듈(NM, Navigation Module), 비행 조종 컴퓨터(FCC, Flight Control Computer), 전원 조정 장치(PCU, Power Conditioning Unit) 및 날개 구동 장치 등으로 구성된다. 여기서 항법 모듈은 비행 제어 컴퓨터가 유도 조종 명령을 생성하기 위해 필요한 항법 정보를 제공하는 역할을 담당한다[6][7]. GAK의 최종적인 투하 정확도는 비행 제어 컴퓨터에 제공하는 항법 정보의 정확도에 크게 좌우되므로 항법 모듈은 정확하고 신뢰할 수 있는 항법 성능을 제공하여야 한다. 따라서 개발 단계에 있어 항법 모듈이 시스템에서 요구하는 성능 규격의 만족 여부를 확인하기 위한 성능 평가가 반드시 필요하다.

본 논문에서는 GPS 유도 폭탄용 복합 항법 모듈의 비행 시험 결과를 제시한다. 비행 시험의 목적은 크게 두 가지로 첫째는 항법 모듈 하드웨어 및 소프트웨어의 기본 동작 점검이다. 둘째는 항법 모듈과 DGPS(Differential GPS) 항법 결과를 비교를 통한 항법 성능의 검증이다. 본 논문의 구성은 다음과 같다. 2 절에서는 항법 모듈의 구성에 대하여 간략히

서술한다. 3 절에서는 비행 시험 결과를 제시하고 마지막으로 결론을 맺는다.

## 2. GAK 항법 모듈

복합 항법 모듈은 두 개의 GPS 수신기와 항법 컴퓨터(NCU, Navigation Computer Unit) 및 관성 센서(IMU, Inertial Measurement Unit)로 구성되며 FCU의 항법 모듈용 모기판에 회로 카드의 형태로 장착한다. 항법 모듈과 FCC 간의 통신은 동기식 직렬 인터페이스를 통하여 수행한다. 다음 절에는 항법 모듈의 하드웨어 및 소프트웨어의 설계에 관하여 간략하게 서술한다.

### 2.1 하드웨어

#### 2.1.1 GPS 수신기

GPS 수신기는 항법 컴퓨터에 통합 항법을 위한 항법 정보를 제공하는 역할을 담당한다. 그림 1은 항법 모듈용 GPS 수신기의 모습을 나타낸다.

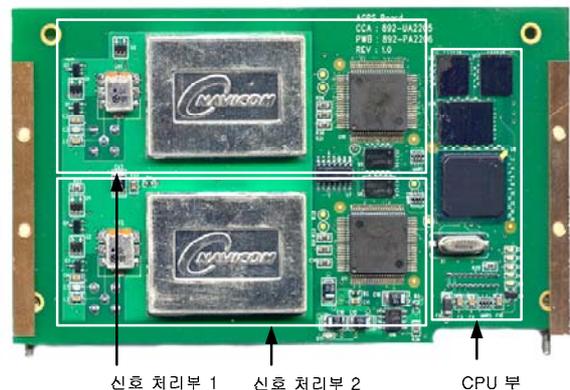


그림 1. 항법 모듈용 GPS 수신기

Fig. 1. GPS Receiver for Navigation Module

GPS 수신기는 각각 최대 12개의 위성을 추적할 수 있는 독립적인 두 개의 신호 처리부와 하나의 CPU 부로 구성된다. 각 신호 처리부는 하나의 GPS 안테나를 담당하는데 하나의 GPS 수신기는 두 개의 GPS 안테나를 이용하여 위치 및 속도

정보뿐만 아니라 2차원의 자세 정보를 제공할 수 있다. 항법 모듈은 운용 시 위성의 가시성 확보와 삼차원의 GPS 자세 측정치를 획득하기 위하여 두 대의 동일한 GPS 수신기를 사용한다. GAK는 GPS 자세 측정을 위하여 네 개의 안테나를 설치한다. 전방과 후방에 장착한 안테나로 이루어지는 첫 번째 기저선에서 측정된 신호는 주 GPS 수신기에서 처리하며 항체의 피치각과 방위각을 제공한다. 왼쪽 및 오른쪽 날개에 장착한 안테나로 이루어지는 두 번째 기저선에서 측정된 신호는 부 GPS 수신기에서 처리하며 항체의 롤각을 제공한다. 주 GPS 수신기에서 정상적으로 항법 정보를 제공하는 경우에는 부 GPS 수신기에서는 측정치로 항체의 롤각 정보만을 제공한다. 만약 주 GPS 수신기에 이상이 발생하거나 위성의 가시성 확보에 문제가 발생하여 항법해를 제공할 수 없는 경우에는 부 GPS 수신기에서 통합 항법에 필요한 측정치를 제공한다.

### 2.1.2 항법 컴퓨터

항법 컴퓨터는 GPS 수신기와 IMU의 정보를 수신하여 통합 항법을 수행하고 FCC에 항법 및 유도 데이터를 전달한다. 그림 2는 항법 컴퓨터의 모습을 나타낸다.

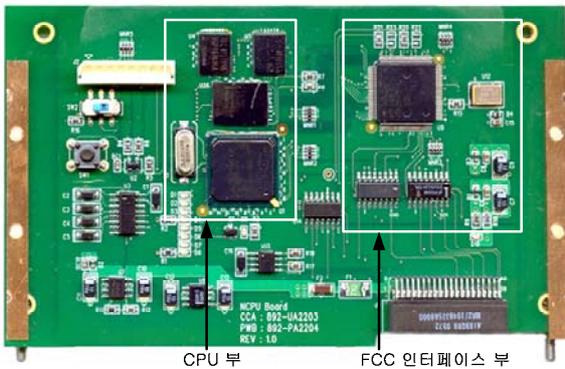


그림 2. 항법 컴퓨터  
Fig. 2. Navigation Computer Unit

항법 컴퓨터는 CPU 부와 FCC 인터페이스 부로 구성된다. CPU 부는 통합 항법 알고리즘의 많은 연산을 처리하기 위해 최대 400 MHz의 동작 속도를 갖는 Intel의 XScale PXA255를 사용하여 설계하였다. CPU 부는 항법 소프트웨어를 저장하기 위하여 Flash ROM을 사용하며 실시간 연산 데이터를 저장하기 위하여 SRAM을 사용한다. 항법 컴퓨터는 FCC 및 센서와의 인터페이스를 위하여 4 채널의 UART 인터페이스와 2 채널의 SDLC 인터페이스를 설계하였다. UART는 PXA255에 내장되어 있는 것을 사용하며 SDLC는 Infineon 사의 PEF20532 통신 컨트롤러를 사용한다. 두 채널의 UART는 TTL 방식으로 GPS 수신기와 통신에 사용한다. RS-232 방식의 UART 채널은 항법 컴퓨터의 모니터링에 사용하며 RS-422 방식의 UART 채널은 IMU 데이터 수신에 사용한다. 항법 컴퓨터와 FCC의 통신은 1 Mbps의 전송 속도를 갖는 RS-422 방식의 SDLC 인터페이스를 사용한다.

### 2.1.3 관성 센서

IMU는 항체의 가속도와 각속도를 측정한다. 상용의 IMU는 고정밀 항법급 IMU(자이로 바이어스 0.001 deg/hr 이하)부터 차량용 IMU(자이로 바이어스 1 deg/s 이상)까지 다양한 성능의 제품이 있다. 이중 자이로 바이어스가 1 deg/hr에서 100 deg/hr 사이인 전술급 IMU는 각종 정밀 유도 무기에 널리 적용되고 있다. 최근에는 내 충격성이 우수하고 소형이며 저전력을 소모하는 MEMS IMU가 각광을 받고 있다. MEMS IMU는 여러 가지 장점으로 인하여 현재 정밀 유도 무기의 적용에 관한 연구가 활발히 진행 중이다[8][9]. GAK 항법 모듈용 IMU는 성능 및 물리적 규격을 고려하여 BAE Systems 사의 MEMS

IMU를 사용하였다. BAE Systems의 MEMS IMU는 항법, 유도 조종 및 자세 제어 등의 적용을 목적으로 개발된 전술급 IMU이다.

MEMS IMU는 세 개의 MEMS 가속도계와 세 개의 SiVSG(Silicon Vibration Sensing Gyro)를 내장하는데 115,200 bps 전송 속도를 갖는 RS-422 방식의 UART 인터페이스를 통하여 가속도 및 각속도 정보를 200 Hz의 출력률로 제공한다. 주요 오차 사양으로 100 deg/hr( $1\sigma$ )의 자이로 바이어스와 15 mg( $1\sigma$ )의 가속도계 바이어스를 갖는다.

## 2.2 소프트웨어

### 2.2.1 통합 항법 알고리즘

통합 항법 알고리즘은 초기 정렬 알고리즘, 순수 항법 알고리즘 및 통합 칼만 필터 알고리즘으로 구성된다. 초기 정렬은 항체의 동체 좌표계와 기준 좌표계사이의 초기 자세를 구하는 과정이다[10]-[12]. 항법 모듈용 MEMS IMU는 지구 자전 각속도를 측정할 수 없으므로 IMU 정보만을 이용하여 방위각 정렬을 수행할 수 없다. 따라서 IMU의 가속도계 정보를 이용하여 수평축 정렬을 수행하고 방위각 정렬은 내장한 GPS 수신기 또는 외부에서 입력한 방위각 정보를 초기 방위각으로 설정하여 수행한다. 순수 항법 알고리즘은 항체의 위치, 속도 및 자세를 계산한다. 자세 계산은 MEMS IMU의 데이터 출력률인 200 Hz로 계산하고 속도 및 위치는 항법 좌표계에 대하여 50 Hz로 계산한다. 통합 칼만 필터 알고리즘은 GPS 수신기의 위치, 속도 및 자세 정보를 측정치로 사용하여 항법 오차 및 IMU 오차를 추정한다. 항법 모듈의 칼만 필터는 약결합 방식의 확장 칼만 필터 구조로서 오차 모델은 위치 오차, 속도 오차, 자세 오차, 자이로 및 가속도계 바이어스 오차의 15개의 상태 변수를 고려하였다[13]. 칼만 필터의 샘플링 주기는 1초이며 수치 연산의 안정성을 위하여 U-D 공분산 분해 알고리즘을 사용한다[14].

### 2.2.2 실시간 운용 소프트웨어

통합 모듈은 주기적으로 획득되는 GPS 수신기와 IMU 데이터를 실시간으로 처리하여야 하며 GAK의 운용 시나리오 및 요구 조건에 따라 프로그램의 수정 및 재구성이 가능하여야 한다[15]. 이러한 요구 조건을 만족하기 위하여 통합 모듈의 운용 소프트웨어는 상용의 실시간 운영 체제하에서 멀티스레드 구조를 기반으로 설계하였다.

전체 소프트웨어는 FCC 스레드, 초기 정렬 스레드, 자세 계산 스레드, 속도 및 위치 계산 스레드, 통합 칼만 필터 스레드, GPS 스레드와 데이터 입출력 처리를 위한 ISR로 구성된다. 각각의 스레드는 실시간 운영체제에서 지원하는 세마포어(semaphore) 서비스에 의하여 동기화를 수행하며 각 스레드는 구조체 형태의 전역 변수와 메시지 큐(message queue)를 이용하여 데이터 교환을 수행한다.

## 3. 비행 시험 결과

비행 시험은 2006년 8월에 OO 비행시험장에서 실시하였다. 모의 폭탄과 GAK를 결합하여 비행 시험용 항공기 날개의 파일런(pylon)에 장착하였으며 모의 폭탄 내부에 설치한 원격 측정 장치(telemetry system)를 통하여 지상으로 데이터를 전송함으로써 항법 데이터를 수집하였다. 복합 항법 모듈의 성능 평가를 위해 DGPS 기준국을 설치하였으며 비행 시험 종료 후 DGPS 데이터를 후처리 하여 기준 비행 궤적을 획득하였다. 시험 항공기를 점검하는 동안 통합 항법 모듈의 자체 점검과 초기 정렬을 수행하였다. 수평축 정렬은 가속도계 정보를 이용하는 자체 정렬을 수행하였으며 방위각 정렬은 지상 점검 장비를 통하여 마그네틱 컴파스에서 획득한 방위각 정보를 직접 입력함으로써 수행하였다.

그림 3에 비행 시험 동안의 추적 위성 개수 및 PDOP의 변화를 나타내었다. 항공기의 날개로 인하여 4개의 안테나 중 전방 안테나만 위성 신호를 획득할 수 있었다. PDOP은 가시

위성 개수의 변화로 인하여 최소 1.9에서 최대 5.2까지 변화하였으나 평균 3.3으로 비행 시험 동안 연속적인 3차원 항법을 수행하기에 양호한 환경이었다.

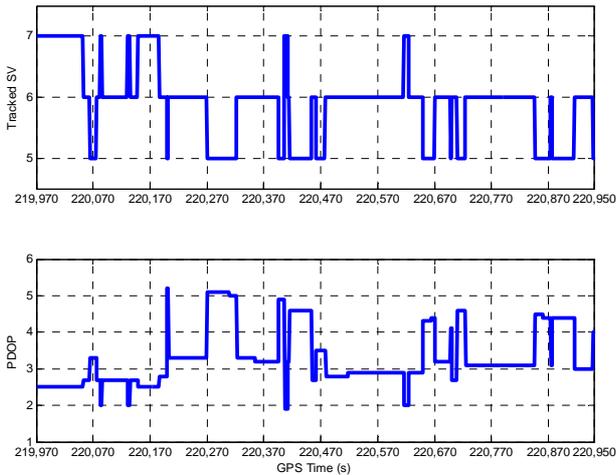


그림 3. 추적 위성 개수 및 PDOP  
Fig 3. Number of Tracked SV and PDOP

그림 4는 통합 항법 모듈에서 출력한 비행 경로를 나타낸다. 시험 항공기가 비행 시험 영역에 진입한 다음 북서 방향으로 선회 비행을 수행하였다. 이후 시험 항공기가 GPS 유도 폭탄의 투하를 모의하기 위하여 고도 2,913 m에서 759 m까지 하강 비행을 수행하였다.

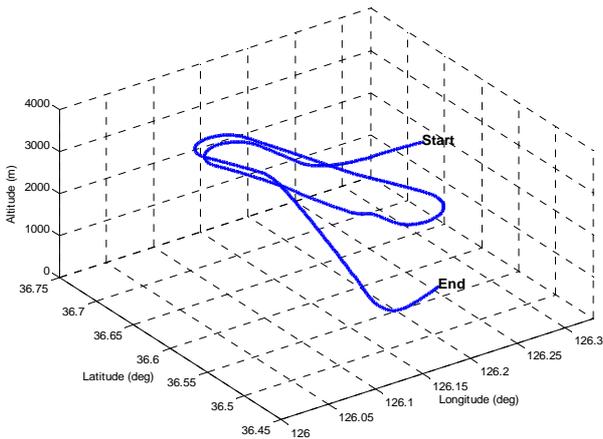


그림 4. 비행 경로  
Fig 4. Flight Path

그림 5는 속도 결과를 나타낸다. 비행 시험 동안 최대 속력은 423 km/h 이었다.

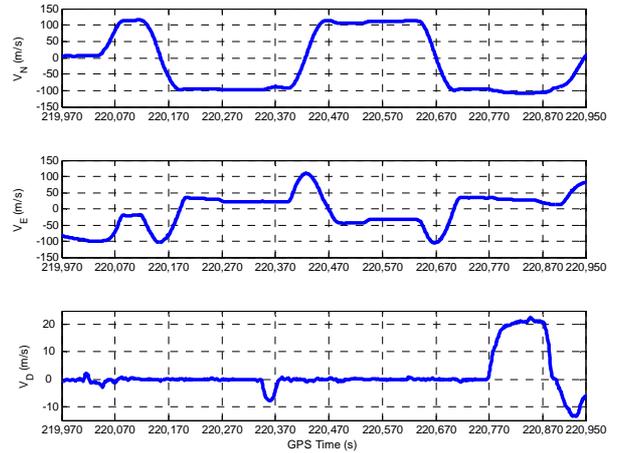


그림 5. 속도 결과  
Fig 5. Velocity Result

그림 6은 자세 결과를 나타낸다. 그림에서 롤각을 살펴보면 -25 deg 이상의 자세를 유지하며 좌측으로 세 번 선회 비행을 수행하였음을 확인할 수 있다. 피치각을 살펴보면 시험용 항공기가 GPS 유도 폭탄의 투하를 모사하기 위하여 GPS 시각 220,770 초부터 220,870 초까지 약 -10 deg의 자세로 급강하를 수행하였음을 볼 수 있으며 그림 5의 속도 결과를 살펴보면 이때 down 방향의 속도가 증가하였음을 확인할 수 있다.

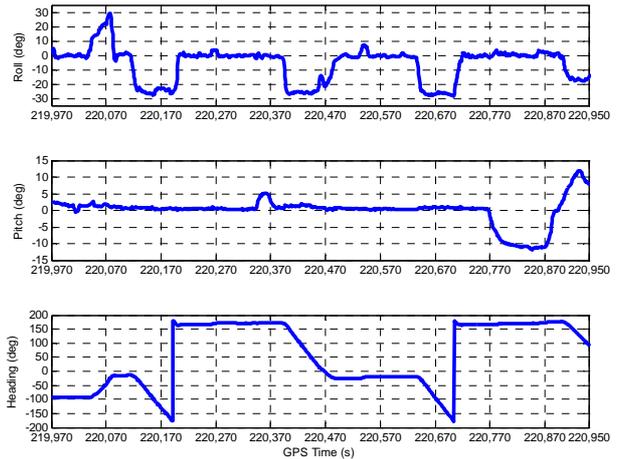


그림 5. 자세 결과  
Fig 5. Attitude Result

위치 오차를 확인하기 위한 기준 궤적을 얻기 위하여 DGPS 데이터를 이용하였다. DGPS 데이터를 생성하기 위하여 복합 항법 모듈의 GPS 수신기로부터 위성 위치 및 의사 거리 측정치를 획득하였으며 비행 시험을 수행한 지점과 약 20 km 떨어진 기준점에서 DGPS 보정 정보를 획득하여 후처리로 DGPS 궤적을 계산하였다. 그림 6은 위치 오차를 나타낸다. 그림에서 위치 오차는 복합 항법 모듈의 항법 결과와 DGPS 항법 결과의 차이를 나타낸 것이다. 각 축에 대하여 최대 항법 오차는 각각 -35.0 m, -25.4, 33.3 m 미만이었다.

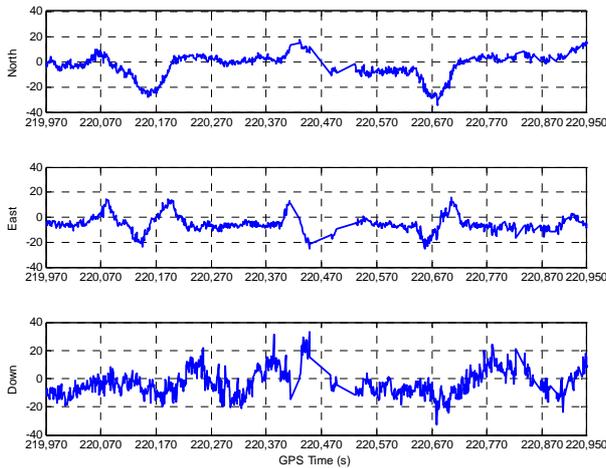


그림 6. 위치 오차  
Fig 6. Position Error

위의 오차를 검토한 결과 위치 오차의 CEP (Circular Error Probability)는 10 m이내였다.

#### 4. 결론

본 논문에서는 GPS 유도 폭탄용 복합 항법 모듈의 비행 시험 결과를 제시하였다. 복합 항법 모듈을 내장한 GAK를 모의 폭탄에 결합하여 항공기에 장착하고 실제 GPS 유도 폭탄의 투하를 모의하는 시험을 수행하였다. 복합 항법 장치의 성능을 평가하기 위해 원격 측정 장치로부터 획득한 GPS 수신기의 원시 측정치를 사용하여 DGPS 궤적을 획득하였으며 이를 통합 항법 결과와 비교하였다. 비행 시험 동안 항법 모듈이 실시간으로 정상적인 동작을 수행하였으며 또한 항법 오차가 10m CEP 이내로 GPS 유도 폭탄의 유도 조종에 적합한 항법 정보를 제공하였음을 확인하였다.

#### 참고 문헌

1. B. King, C. Eckert, R. Minor, "The International GMLRS Development Program – A GPS/INS Application to Extend Range and Effectiveness of the Basic Multiple Launch Rocket System (MLRS)," *Proceedings of the ION GPS 2002*, Portland, Oregon, 24-27 Sept., pp. 2498-2508, 2002.
2. R. Minor, J. Nielson, "NavStrike™ Rockwell's New Generation GPS Receiver for Precision Guided Munitions Applications," *Proceedings of the ION GPS 2001*, Salt Lake City, Utah, 19-22 Sept., pp. 2047-2050, 2000.
3. L. L. Wells, "The Projectile Challenge for GPS Guidance," *Proceedings of the ION GPS 2001*, Salt Lake City, Utah, 11-14 Sept., pp. 850-854, 2001.
4. J. M. Hasik, "GPS at War: A Ten-Year Retrospective," *Proceedings of the ION GPS 2001*, Salt Lake City, Utah, 11-14 Sept., pp. 2406-2417, 2001.
5. 임상민, 전투기의 이해, 이지북, 2005.
6. J. H. Blakelock, *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, 2nd Edition, John Wiley & Sons, Inc., NY, 1991.
7. C-F Lin, *Modern Navigation, Guidance, and Control Processing*, Prentice-Hall, Inc., 1991.
8. R. S. Anderson, D. S. Hanson, A. S. Kourepenis, "Evolution of Low-Cost MEMS Inertial System Technologies," *Proceedings of ION GPS 2001*, pp.1332-1342, 11-14 September, 2001.
9. J. Beser, S. Alexander, R. Crane, S. Rounds, J. Wyman, "TRUNAV™: A Low-cost Guidance/Navigation Unit Integrating a SAASM-based GPS and MEMS IMU in a Deeply Coupled Mechanization," *Proceedings of the ION*

*GPS 2002*, pp.545~555, 2002.

10. K. R. Britting, *Inertial Navigation System Analysis*, Wiley-Interscience, NY, 1971.
11. G. R. Pitman, Jr., *Inertial Guidance*, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1962.
12. D. H. Titterton, J. L. Weston, *Strapdown Inertial Navigation Technology*, Peter Peregrinus Ltd., London, 1997.
13. 오상헌, 황동환, 이상정, 박찬식, "무인 비행체용 저가의 ADGPS/INS 통합 항법 시스템," 제어 자동화 시스템공학 논문지, 제 11 권, 제 7 호, pp. 633-643, 2005. 7.
14. P. S. Maybeck, *Stochastic Models, Estimation and Control*, vol. 1, Academic Press, NY, 1979.
15. J. R. Newport, *Avionic Systems Design*, CRC Press, Boca Raton, Florida, 2004.