

실시간 공중 자료획득 시스템을 위한 GPS/MEMS IMU 센서 검증 및 GPS/INS 통합 알고리즘 GPS/INS Integration and Preliminary Test of GPS/MEMS IMU for Real-time Aerial Monitoring System

이원진¹⁾ · 권재현²⁾ · 이종기³⁾ · 한중희⁴⁾

Lee, Won-Jin · Kwon, Jay Hyoun · Lee, JongKi · Han, Joong Hee

Abstract

Real-time Aerial Monitoring System (RAMS) is to perform the rapid mapping in an emergency situation so that the geoinformation such as orthophoto and/or Digital Elevation Model is constructed in near real time. In this system, the GPS/INS plays an very important role in providing the position as well as the attitude information. Therefore, in this study, the performance of an IMU sensor which is supposed to be installed on board the RAMS is evaluated. And the integration algorithm of GPS/INS are tested with simulated dataset to find out which is more appropriate in real time mapping. According to the static and kinematic results, the sensor shows the position error of 3~4m and 2~3m, respectively. Also, it was verified that the sensor performs better on the attitude when the magnetic field sensor are used in the Aerospace mode. In the comparison of EKF and UKF, the overall performances shows not much differences in straight as well as in curved trajectory. However, the calculation time in EKF was appeared about 25 times faster than that of UKF, thus EKF seems to be the better selection in RAMS.

Keywords : Real-time Aerial Monitoring System, MEMS IMU, EKF(Extended Kalman Filter), UKF(Unscented Kalman Filter)

초 록

실시간 공중 자료획득 시스템은 긴급상황에서 DEM, 정사영상과 같은 공간정보를 실시간으로 생성하기 위해 빠른 자료 수집을 수행하는 시스템이다. 이러한 시스템에서 GPS와 INS는 플랫폼의 위치와 자세정보를 획득 하는데 중요한 역할을 한다. 그러므로 이번 연구에서는 실시간 공중 자료획득 시스템에 장착될 GPS/MEMS IMU 센서의 성능을 평가하였다. 그리고 시뮬레이션 데이터를 통하여 실시간 자료 수집에 더욱 적절한 GPS/INS 통합 알고리즘을 확인하였다. 정지 상태와 이동 상태에서의 GPS/MEMS IMU 센서 성능 평가 결과 각각 3~4m, 2~3m의 위치오차를 확인하였다. 또한 자기장 센서를 사용하는 Aerospace 모드에서 더 높은 정밀도의 자세 결과를 확인하였다. EKF와 UKF의 비교에서는 직선 뿐만 아니라 곡선에서도 많은 차이를 보이지 않았다. 하지만 계산 시간에서 EKF가 UKF에 비하여 약 25배 빠르므로 실시간 공중 자료획득 시스템의 GPS/INS 통합 알고리즘에는 EKF가 더욱 적합한 것으로 판단된다.

핵심어 : 실시간 공중 자료획득 시스템, MEMS 관성측정장치, 확장형 칼만필터, 언센티드 칼만필터

1. 서 론

실시간 공중 자료획득 시스템이란 재난 · 재해와 같은

긴급한 상황에서 실시간으로 공중에서 취득된 자료를 이용하여 대상지역의 모니터링을 위한 항공/지상부분 시스템이다. 이러한 시스템에서 항공부분 시스템은 실

1) 정희원 · 서울시립대학교 도시과학대학 공간정보공학과 석사과정(E-mail:twother@uos.ac.kr)

2) 교신저자 · 정희원 · 서울시립대학교 도시과학대학 공간정보공학과 부교수(E-mail:jkwon@uos.ac.kr)

3) Ohio State University Division of Geodetic and Geospatial Science Ph.D Candidate(E-mail:lee.2608@osu.edu)

4) 정희원 · 서울시립대학교 도시과학대학 공간정보공학과 석사과정(E-mail:hjh0016@uos.ac.kr)

시간 자료취득 및 전송을 위한 멀티센서를 탑재한 UAV(Unmanned Aerial Vehicle) 기반의 항공시스템이며 지상부분 시스템은 실시간 자료수신과 신속한 자료처리 및 정보추출을 위한 지상 시스템이다.

실시간 공중 자료획득 시스템에서 GPS(Global Positioning System)와 IMU(Inertial Measurement Unit)는 플랫폼의 위치 및 자세정보를 획득하게 되고 영상 및 라이다 데이터를 이용하여 대상지역의 3차원 공간정보를 구축한다. 실시간 공중 자료획득 시스템은 크게 A형과 B형의 두 가지로 분류하며 A형은 긴급 상황의 임무 뿐만 아니라 해안경계 정찰 등과 같은 정해진 경로를 자동으로 이동하는 임무에 쓰이게 된다. B형은 산불과 같은 긴급 상황에서 대상지역의 빠른 정사영상 취득 등 임무를 수행하게 된다. A형 시스템의 플랫폼은 탑재 중량이 큰 UAV에 기반을 두며 B형 시스템의 플랫폼은 비교적 탑재 중량이 작은 UAV에 기반을 둔다.

A형 플랫폼의 경우 탑재 중량이 약 50kg으로 크기 때문에 중급 성능의 GPS와 IMU를 탑재하며 B형 플랫폼은 소형 UAV에 기반을 하기 때문에 최근 발전하고 있는 MEMS(Micro Electro Mechanical System) 기술을 이용한 무게가 가볍고 크기가 작은 GPS/MEMS IMU를 탑재하여 플랫폼의 위치 및 자세정보를 획득하여 Geo-Referencing에 이용된다.

본 연구에서는 실시간 공중 자료획득 시스템의 B형 플랫폼에 맞는 GPS/MEMS IMU 센서를 선정하고 선정된 센서의 성능을 테스트하였다. 센서 성능 테스트는 자기장 정보를 사용하는 Aerospace Mode와 자기장 정보를 사용하지 않는 General Mode 각각에 대하여 정지 상태와 이동 상태에서의 실제 테스트를 수행하여 센서 성능을

평가하였다. 정지 상태 성능 테스트는 GPS 신호가 좋은 높은 건물 옥상에서 1시간 동안 센서 데이터를 취득하여 분석하였으며, 이동 상태 성능 테스트는 직선 경로 구간, 원 경로 구간, 직선과 회전이 섞여있는 트랙 경로 구간으로 나누어 수행하였다.

또한 실시간 공중 자료획득 시스템 A형 기반의 중급 GPS/INS 통합 알고리즘 설계를 위하여 EKF와 UKF를 비교하였다. 분산점(Sigma-Points)을 선정하고 그 분산점을 비선형 모델에 그대로 적용시켜 나온 결과 값의 평균과 분산을 계산하여 추정하는 방법인 UT변환(Julier 등, 2000)이 소개된 이후 기존의 비선형 모델에 대한 추정방법인 EKF(Extended Kalman Filter)와 UKF(Unscented Kalman Filter)에 대하여 많은 연구가 진행되어 왔다 (김광진 등, 2006; 백정호, 2005; Martinelli,2008; 조영석, 2007). 대부분의 연구에서 UKF가 성능이 좋은 것으로 나와 있으나 비선형의 적용 모델과 EKF의 적용 방법에 따라 성능 차이가 없는 경우도 있었다 (김광진 등 2006, Martinelli, 2008).

본 연구의 후반부에서는 실시간 공중 자료획득 시스템 A형 기반의 중급 GPS/INS 통합을 위한 알고리즘 설계를 EKF와 UKF에 대하여 시뮬레이션 테스트를 수행하고 결과 비교를 통하여 실시간 공중 자료획득 시스템 A형에 기반한 GPS/INS 통합 알고리즘을 제시하였다.

2. 센서 성능 테스트

실시간 공중모니터링 시스템은 Digital Camera, Laser Scanner 등의 센서를 이용하여 DSM/DEM 생성, 정사영상 생성, 변화탐지 등의 공간정보를 생성한다. UAV 플

표 1. MEMS형 센서의 규격 비교

종류	A	B	C	D
타입	GPS/MEMS IMU 일체형	MEMS IMU	GPS/MEMS IMU 일체형	GPS/MEMS IMU 일체형
크기(mm) (W × L × H)	58 × 58 × 33	76 × 95 × 1045	5 × 54 × 65	48 × 48 × 65
무게(g)	68	77	400	220
통신포트	RS-232, USB	RS-232	RS-232	RS-232
운용온도(℃)	-20 ~ 55	-40 ~ 70	-40 ~ 100	-40 ~ 71
소비전력(W)	0.75	4 미만	4.5 미만	5미만

표 2. MEMS형 센서의 GPS 성능 비교

종류	A	B	C	D
Receiver Type	16channels, L1, C/A code	—	16channels, L1, C/A code	16channels, L1, C/A code
GPS Update Rate	4Hz	—	(IMU와 합쳐진 정보만 제공)	(IMU와 합쳐진 정보만 제공)
Pos/Velocity Update Rate	100Hz	—	100Hz	100Hz
Position Accuracy(m)	2.0~2.5	—	1~5	5

표 3. MEMS형 센서의 IMU 성능 비교

종류	A	B	C	D	
Data Update Rate(Hz)	100이상	50이상	100이상	—	
Dimension	3축	3축	3축	3축	
Static Accuracy (deg)	Roll/Pitch :0.5 Heading : 1	Roll/Pitch : 0.75 Heading : 1.5	0.5 ~ 1	—	
Dynamic Accuracy (deg)	2	Roll/Pitch : 2 Heading :3	1~3	—	
Noise	rate of turn (deg/s/ $\sqrt{\text{Hz}}$)	0.1	2.25	—	0.3
	Acceleration (m/s ² / $\sqrt{\text{Hz}}$)	0.02	1.0미만	—	0.5

플랫폼에 장착된 GPS와 IMU에 의해 획득된 위치와 자세 정보는 공간정보의 품질에 영향을 미치므로, 센서 사양 표의 정보뿐만이 아니라 실제 테스트를 통하여 센서 성능을 검증해야 한다.

2.1 센서 선정

실시간 공중 자료 획득 시스템 B형의 센서 선정은 시중에 나와 있는 MEMS형 센서를 대상으로 적합한 규격, GPS 성능, IMU 성능 세 가지를 기준으로 비교하였다. 규격은 실시간 모니터링 시스템의 플랫폼 자체가 소형 UAV이므로 크기와 무게 및 소비전력이 중요한 고려요소이다. 또한 센서 인터페이스는 UAV에 장착될 OBC(On-Board-Computer)와 호환이 되어야 하므로 같이 고려되어야 한다. 이와 함께 GPS와 IMU 성능은 UAV의 위치 및 자세를 취득하여 공간정보를 생성하는데 중요

한 요소이다. 표 1은 MEMS형 센서 규격을 비교한 것이며 표 2는 GPS 성능, 표 3은 IMU 성능을 비교한 것이다.

실시간 공중 자료획득 시스템은 빠른 공간정보 취득의 임무를 가지며 UAV에 탑재될 것을 고려하고 디지털 카메라, Lidar, On-Board PC에서 요구되는 사항을 종합하여 최소 10Hz이상의 위치갱신 속도와 2.5미터 이내의 정확도를 가지며 사용전력 1000mW 미만, 무게 1kg 미만, 통신 포트 RS232 혹은 USB, 등의 센서 요구치를 기준으로 하여 표 1,2,3을 비교한 결과, 표 4와 같은 최종 센서(A)를 선택 하였다.

표 4와 같이 선정된 센서는 세 가지의 시나리오를 제공하며 각 Mode별로 사용하는 요소가 표 5와 같이 다를 수 있다.

General Mode는 지구 자기장을 사용하기 힘든 환경에

표 4. 최종 선정 센서 사양

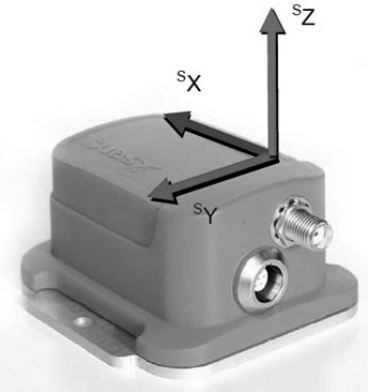
MEMS형의 GPS/IMU 통합형 센서(A)	사 양		
		Position Accuracy	2.0~2.5(m)
Size		58 × 58 × 33(mm)	
Power Consumption		750(mW)	
Weight		68(g)	
Rate of turn		Bias stability	5deg/s
		Noise	0.1(deg/s/√Hz)
		Scale Factor stability	—
Acceleration		Bias stability	0.02 m/s ²
		Noise	0.002(m/s ² /√Hz)
		Scale Factor stability	0.05%

표 2. 센서 시나리오 Mode

Scenario	IMU	GPS	Magnetometer	Static pressure (baro)	Holonomic (no-side slip)
General	●	●		●	
Aerospace	●	●	●	●	
Automotive	●	●		●	●

서 사용되는 것으로 Heading의 정보는 GPS만을 사용하여 결정되는 Mode이다. Aerospace Mode는 센서 자체에 탑재되어 있는 자기력계를 사용하여 지구 자기장을 측정하고 자기장 정보를 이용하여 Heading에 관한 정보를 생성하는 Mode이다.

본 실험에서는 Automotive를 제외한 General Mode와 Aerospace Mode를 사용하여 정지 상태와 이동 상태(직선 경로, 원형 경로, 트랙 경로)에 대하여 지상에서 각각 실험을 수행하였으며 센서 성능에 대한 초기 테스트로 속도가 높지 않은 자전거에 탑재하여 실험을 하였다.

2.2 정지 실험

정지 상태 센서 실험 방법은 GPS의 신호가 양호한 높은 건물 옥상의 1점에 대해서 1시간 동안 데이터를 취득하였다. 그리고 정확도 비교를 위해서 같은 지점에 대하여 Trimble 5700 수신기, Zypher안테나를 사용하여 1시간의 데이터를 취득하였다. 그리고 GPSurvey 프로그램을 이용하여 수원, 원주, 서울의 고시좌표를 고정시켜 산출

된 실험 지점의 위치와 센서에서 획득한 값과 비교를 하였다. 표 6은 정지 상태에서의 센서 자세에 대하여 표준편차를 표시한 것이다. 전체적으로 0.2도 내외의 표준편차 값을 갖지만 표 6과 그림 1에서 볼 수 있듯이 General Mode에서는 Yaw의 값이 점점 발산 하는 것을 볼 수 있다. 반면 그림 2에서 보는 것과 같이 Aerospace Mode에서는 Yaw의 값이 일정하게 유지되는 것을 확인하였다. 이것은 앞에서 설명하였듯이, 각 Mode별로 Heading을 결정하는 데 사용되는 정보가 다르기 때문이다. General Mode일 경우 Heading은 GPS 정보만을 사용하여 결정하므로 정지 상태에서는 GPS의 위치가 불규칙하게 결정되므로 Heading이 정확히 결정되지 않는 것으로 판단이 된다. 하지만 주변 자기장의 변화가 크지 않는 정지 상태에서 Aerospace Mode일 경우 매번 지구자기장을 측정하여 Heading을 결정하므로 일정한 값을 유지하는 것으로 판단이 된다.

표 3. 정지 상태에서의 자세에 대한 표준편차 (단위 : degree)

Mode	ROLL	PITCH	YAW
General Mode	0.150	0.2006	6.606
Aerospace Mode	0.134	0.156	0.196

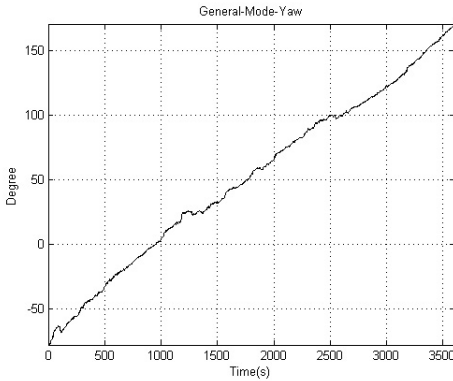


그림 1. General Mode에서의 Yaw 변화

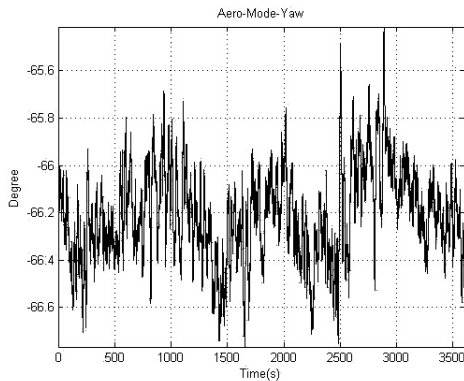


그림 2. Aerospace Mode에서의 Yaw 변화

표 7은 Trimble 5700 GPS 수신기와 센서의 위치차이에 대한 평균과 표준편차 표이다. General Mode에서 3차원 위치 차이의 평균은 약 5.58m 표준편차는 약 5.7m, Aerospace Mode에서는 3차원 위치 차이의 평균은 약

5.19m. 표준편차는 약 6.7m로 계산되었다. 그림 3은 높은 정확도를 지닌 Trimble 5700 측량용 GPS 수신기를 이용하여 산출한 정지 실험 점의 좌표와 센서에서 획득된 점의 좌표의 차이를 표현한 히스토그램이다. 굵은 선으로 표현한 것이 Aerospace Mode에서 획득된 위치 결과와 실험 대상 점의 위치 차이이며 점선으로 표현한 것은 General Mode에서 획득된 위치 결과와 실험 대상 점의 위치 차이를 표현한 것이다. X축은 위치 차이를 나타내며 Y축은 센서에서 획득된 위치 데이터의 오차 개수이다. 표 7과 그림 3을 비교하였을 경우 위치 차이의 평균은 Aerospace Mode에서 더 정확한 값이 산출되었지만 표준편차의 경우는 General Mode에서 더 낮은 값이 계산되었다.

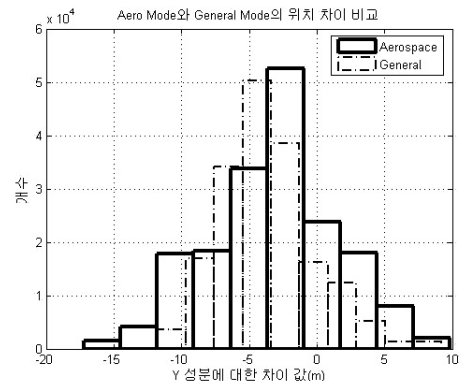
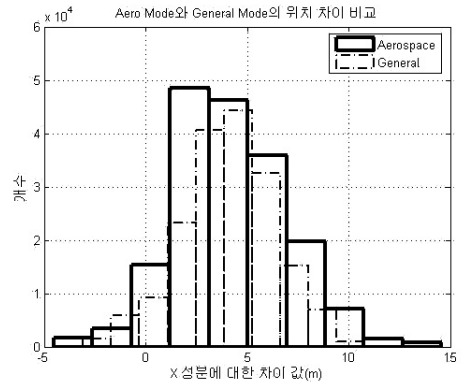


표 7. 센서와 Trimble 5700과의 위치 차이

(단위 : m)

	X	Y	Z
General Mode의 위치 차이 평균	4.11	-3.67	-0.89
Aerospace Mode의 위치 차이 평균	4.17	-3.10	0.09
General Mode의 위치 차이 표준편차	2.28	3.44	4.06
Aerospace Mode의 위치 차이 표준편차	2.80	4.68	3.93

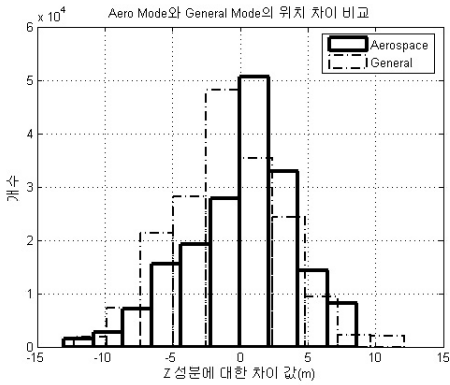


그림 3. General Mode와 Aerospace Mode의 기준 점에 대한 위치 차이 비교

2.3 이동 실험

이동 상태에서의 센서 성능 검증을 위하여 한강고수부지 이촌지구 일대에 대하여 직선 경로 구간과 원형 경로 구간, 트랙 경로 구간을 선정하여 General Mode와 Aerospace Mode로 나누어 실험을 수행하였다.

2.3.1 직선 경로 실험

직선 경로 실험은 한강 고수 부지 일대에 직선도로에서 수행 하였다. (그림 4)

표 8은 직선 경로 이동 상태에서의 센서 자세에 대한 표준편차를 보여준다. 정지 실험과 같은 결과로

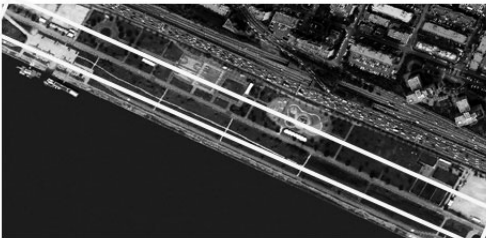


그림 4. 직선 구간 실험 지역

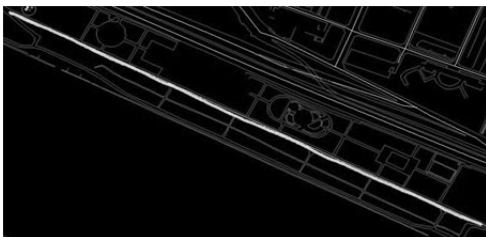


그림 5. 수치지형도 비교 모습

Aerospace Mode일 때 자세에 대한 표준편차 값이 더 정확해지는 것을 확인 할 수 있다.

표 8. 직선 경로 이동 상태에서의 자세에 대한 표준편차 (단위 : degree)

	ROLL	PITCH	YAW
General Mode	2.554	2.517	3.660
Aerospace Mode	2.090	2.179	3.468

그림 5는 이 지역에 대한 수치지형도를 이용하여 수치지형도와와의 위치에 대한 비교를 수행한 그림이다. 수치지형도와의 비교는 그림 9와 같은 순서로 진행을 하였다. 수치지형도에서 실험 지역에 대하여 도로레이어만을 CAD 파일로 생성하고 실험 구간을 일정한 간격으로 2만개의 점을 만들었다. 생성된 점의 위치를 입력하고 센서에서 나온 위치 데이터 값 중 생성된 점과 가장 가까운 점을 자동으로 찾아서 그 차이를 비교하였다. 또한 수치지형도 상의 실험 구간에 대한 위치를 찾아 총 길이를 계산하고 센서에서 획득된 위치 정보와 길이를 비교하였다.

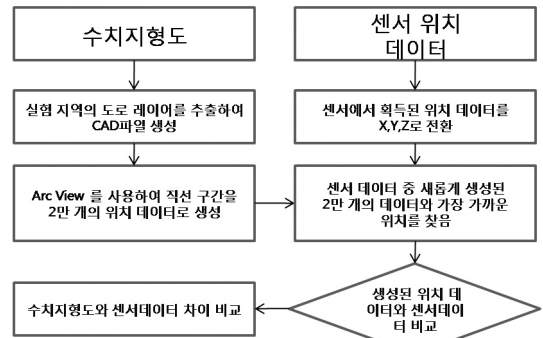


그림 6. 수치지형도와 센서데이터 비교 과정

표 9는 수치지형도와 센서와의 위치를 비교한 것이다. 위치에 관해서는 General Mode에서 평균과 표준편차 둘 다 더욱 정확한 값이 계산되었음을 확인 할 수 있다. 또한 표 10은 수치지형도에서의 전체 경로거리와 센서에서 획득된 위치정보의 전체 거리를 비교한 것으로 역시 이것 역시 General Mode에서 더 정확해짐을 확인 하였다. 전체적으로 자세에 대한 정보는 Aerospace Mode에서 더욱 정확해지며 위치에 관해서는 General Mode에서 더 정확해지는 것으로 판단이 된다.

표 9. 수치지형도와 센서와의 위치 차이 비교 (단위 : m)

	평균	표준편차
General Mode	1.92	1.00
Aerospace Mode	3.28	1.16

표 10. 전체 경로 거리 비교 (단위 : m)

	전체 경로	비교
수치지형도	803.72	
General Mode	804.22	+0.5
Aerospace Mode	806.42	+2.7

2.3.2 원형 경로 실험



그림 7. 원형 경로 실험 지역

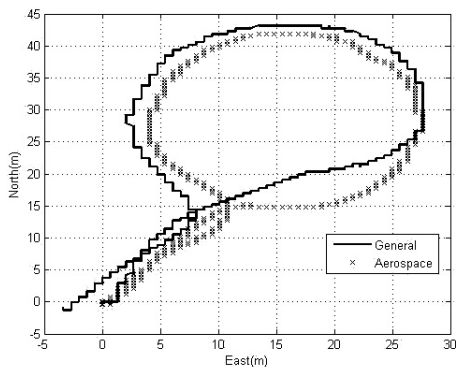


그림 8. Mode별 위치 비교

그림 7은 원형 경로 실험 지역의 모습이며 그림 8은 센서에서 나온 결과를 위도 경도를 North East 방향으로 좌표계를 변환하여 표현한 것이다. 실선은 General Mode

의 위치를 표현한 것이고 x모양은 Aerospace Mode의 위치를 표현한 것이다. 두 Mode에 대한 폐합오차를 계산하였을 경우 General Mode에서는 3.48m 이고 Aerospace Mode에서는 0.79m가 나왔다. 이러한 결과는 급격한 회전에서 자기장 정보를 사용하는 것이 더욱 효율적인 것으로 판단된다. 또한 각의 경우에 있어서도 출발과 도착의 Yaw 방향이 반대인 점을 이용하여 둘의 차이를 결정한 경우 Aerospace Mode에서는 36.552도, General Mode에서는 54.589도의 차이가 났다. 급격한 회전이 포함된 원형 경로 실험 같은 경우 Yaw 값에 대한 차이가 상대적으로 크게 나타났다. 그렇지만 Roll의 표준편차는 General Mode에서는 3.11도 Aerospace Mode에서는 3.14도, Pitch의 경우 General Mode에서 2.18도 Aerospace Mode에서는 2.51도로 큰 차이를 나타내진 않았다. 원형 경로 실험은 회전이 심하고 거리도 짧아서 정확한 결과 확인에 어려움이 있다.

2.3.3 트랙 경로 실험



그림 9. 트랙 실험 지역

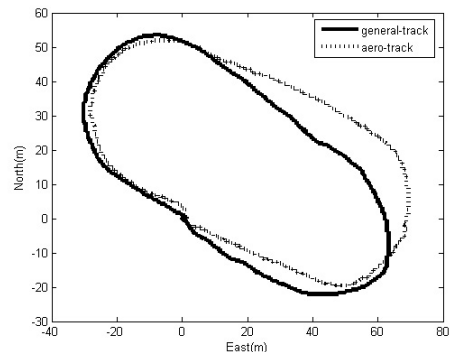


그림 10. 모드 별 위치

그림 9은 트랙 경로 실험 지역에 대한 사진이며 그림 10는 North East 방향으로 좌표계를 변환하여 General Mode는 실선, Aerospace Mode는 점선으로 센서의 위치를 표현한 것이다. 트랙 경로 실험에서의 폐합오차는 General Mode가 0.80m이고 Aerospace Mode에서는 2.93m로 산출되었다.

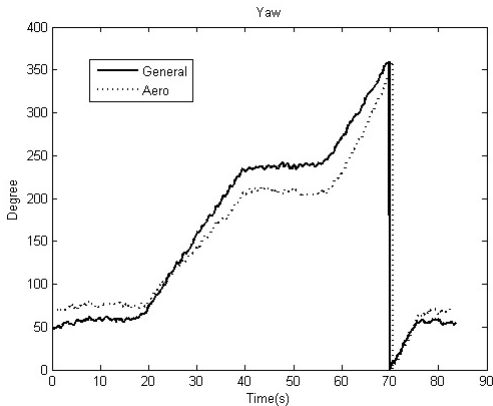


그림 11. 모드 별 Yaw 값 변화

그림 11은 Yaw 값의 변화를 실선은 General Mode, 점선은 Aerospace Mode로 표현한 것이다. 처음 점을 기준으로 경로를 돌고 출발점으로 다시 왔을 때 Yaw 차이는 General Mode에서는 -6.47도, Aerospace Mode에서는 0.26도의 값을 보이며 Aerospace Mode가 Yaw의 값이 정확해짐을 알 수 있다. 직선실험 결과와 같이 자세에 대한 정보는 Aerospace Mode에서 더욱 정확한 값이 획득되며 위치에 관해서는 General Mode에서 더 정확한 값을 획득하는 것으로 판단이 된다.

3. GPS/INS 통합 알고리즘 실험

2절까지는 실시간 공중 자료획득 시스템의 B형에 적합한 센서를 선정하여 센서의 성능을 검증하였다. 이번 절에서는 실시간 공중 자료획득 시스템의 A형과 관련하여 중급 성능의 IMU와 높은 정확도의 GPS를 사용한다는 것을 가정하여 실시간으로 자료를 처리 할 수 있는 방안에 대하여 연구하고 GPS와 INS(Inertial Navigation System) 통합 알고리즘을 구현하여 실험을 진행하였다. GPS와 INS 통합 알고리즘 구현은 각 센서의 특징이 다르기 때문에 각 센서의 장점을 이용하여 더 좋은 정확도를 얻기 위함이다. 각 센서의 특징은 GPS에서 제공되는

위치정보는 시간과 관계없이 일정한 정확도를 보인다. 하지만 주변의 환경 또는 위성신호의 인위적인 전파교란 등에 따라 사용이 제한되는 특징을 가진다. 반면 INS는 단기간에는 높은 정확도를 가지지만 시간이 지남에 따라 IMU 자체의 Bias, Random Walk 등에 의하여 정확도가 떨어지는 단점을 가지고 있다. 그러므로 이러한 특징을 이용하여 GPS와 INS를 통합 사용하면 좋은 성능과 안정성을 가지게 된다. 이러한 GPS와 INS를 통합하는 방법에는 약결합, 강결합, 초강결합등의 방식이 있으나 실시간 공중 획득 시스템의 빠른 처리 속도를 위하여 수신기에서 제공하는 항법해 자체를 이용하는 약결합 방식을 이용하여 GPS/INS 통합 알고리즘을 구성하였다.

3.1 Extended Kalman Filter와 Unscented Kalman Filter

실시간 공중 자료획득 시스템 A형은 GPS와 INS를 통합하기 위한 Kalman Filter가 필요하다. Kalman Filter에는 Simple Kalman Filter, Square Root Filter, Extended Kalman Filter, Unscented Kalman Filter 등 다양한 종류가 있으나 본 연구에서는 그 중 가장 널리 사용되는 EKF(Extended Kalman Filter)와 UKF(Unscented Kalman Filter)를 비교하였다. EKF는 비선형 모델을 테일러 시리즈를 이용하여 전개 시킨 후 첫째항만을 취하여 선형 모델로 근사화를 시켜 값을 추정하는 알고리즘이며 일반적으로 비선형 시스템의 경우 EKF가 UKF보다 시간이 적게 걸리는 것으로 알려져 있다 (Simon, 2006). 하지만 EKF 경우 모델의 비선형성이 크면 추정된 상태의 오차가 커지는 단점이 있으며 이러한 비선형 모델의 선형화 오차를 줄이기 위하여 도입된 것이 UKF이다. UKF의 기본이 되는 것은 Unscented 변환이며 가중치를 갖는 시그마 포인트를 선택하여 선형화의 과정이 필요 없이 비선형 모델에 바로 적용시켜 확률 분포를 알아내고 그러한 성질을 이용하여 실제 평균과 공분산을 추정하는 것이다. EKF와 UKF의 상세한 유도과 수식은 Simon(2006)을 참고하기 바란다.

3.2. 시뮬레이션 테스트

EKF와 UKF를 이용하여 시뮬레이션 테스트를 위한 IMU는 중급 이상의 성능을 갖는 IMU중 제일 많이 이용되고 있는 HG1700으로 선택하고 시뮬레이션을 진행하였으며 그 사양은 표 11과 같다. 그림 12는 시뮬레이션 테스트를 위한 과정으로 첫 번째 단계는 시뮬레이션 데이터를 생성하는 과정으로 실시간 공중 자료획득 시스템

표 11. HG1700 IMU 사양표

Bias	HG1700				
	Accelerometer error		Gyro error		
	Scale factor	Random walk	Bias	Scale factor	Random walk
1.0 mg	300 ppm	0.25 mg/√Hr	1 deg/hr	150ppm	0.125 deg/√Hr

템이 역할에 따라 일정한 경로를 가진다고 가정하고 가상의 위치와 속도 자세를 생성하는 것을 의미한다 (그림 13). 다음 단계에서는 생성된 시뮬레이션 데이터를 이용하여 항법방정식을 통한 새로운 데이터를 만들고 생성된 데이터와 GPS가 갖는 오차를 포함시켜 오차가 포함된 경로를 생성한다. 그리고 IMU도 표 11과 같은 오차를 가진다고 가정한 후 항법방정식에 의한 오차가 포함된 데이터를 생성한다. 마지막으로 GPS 오차가 포함된 경로와 IMU 오차가 포함된 데이터를 GPS/INS 통합 알고리즘을 이용하여 위치, 속도, 자세를 계산하고 오차가 포함되지 않은 데이터와 비교를 한다.

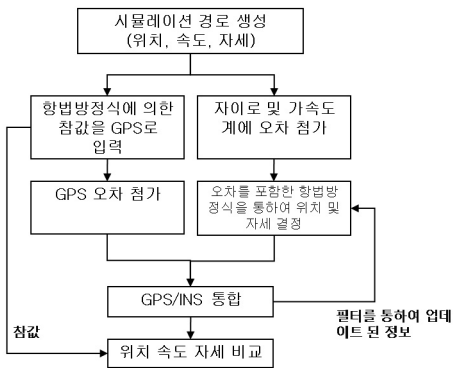


그림 12. 시뮬레이션 과정

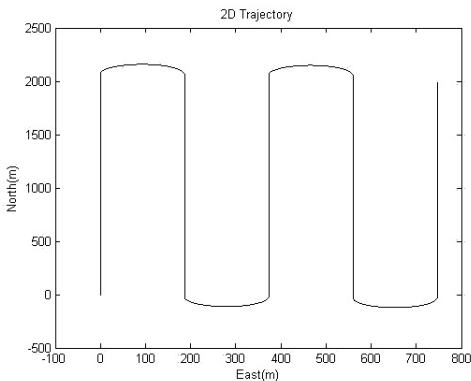


그림 13. 생성된 비행 경로

표 12~14는 오차가 포함되지 않은 데이터와 GPS, IMU 오차를 포함하여 GPS/INS 통합 알고리즘(EKF, UKF)에 의해 나온 결과를 비교한 것이다. 그리고 표 15는 시뮬레이션 테스트에서 GPS와 INS를 통합하는데 걸리는 시간을 비교한 것이다.

실험 결과 전체적으로 EKF와 UKF의 성능 차이는 크지 않는 것을 확인하였다. 하지만 UKF의 경우 주기적으

표 12. NED로 표현된 위치 차이 표준편차 (단위 : m)

	North	East	Down
EKF	1.22	1.31	2.35
UKF	1.40	1.51	1.93

표 13. 속도 차이 표준편차 (단위 : m/s)

	Velocity-x	Velocity-y	Velocity-z
EKF	0.29	0.30	0.16
UKF	0.39	0.47	0.57

표 14. 자세 차이 표준편차 (단위 : degree)

	Roll	Pitch	Yaw
EKF	0.37	0.21	1.24
UKF	0.50	0.41	1.24

표 15. 경로별 EKF와 UKF 소요 시간 (단위 : 초)

경로	Profile Size	종류	처리시간
[Profile 1]	22595	EKF	22
		UKF	554
[Profile 2]	34690	EKF	33
		UKF	864
[Profile 3]	46785	EKF	44
		UKF	1411
[Profile 4]	58880	EKF	56
		UKF	1421

로 시그마 포인트를 만들어 주는 시간이 걸리므로 상대적으로 EKF가 UKF 보다 약 25배 빠른 것을 확인 하였다. 그러므로 실시간 공중 자료획득 시스템의 특성상 이동 경로 자체가 직선인 경우가 많고 또한 빠른 처리 속도를 위해서 EKF를 사용할 것으로 판단이 된다.

4. 결 론

본 연구를 통하여 규격 및 성능 등의 기준을 고려하여 MEMS형의 센서를 선택하고 MEMS 센서의 성능을 평가하였다. 정지 상태에서는 General Mode에서 3차원 위치 차이의 평균은 약 5.58m 표준편차는 약 5.7m, Aerospace Mode에서는 3차원 위치 차이의 평균은 약 5.19m, 표준편차는 약 6.7m로 계산되었으며 자기장 정보를 사용하지 않는 General Mode의 경우 Yaw의 값이 발산하는 것을 확인하였다. 또한 이동 상태 실험을 통하여 MEMS 센서의 성능을 테스트한 결과 약 2~3미터의 위치오차를 가지는 것을 나타냈다. 전체적으로 위치에 관련된 정보는 자기장을 사용하지 않는 General Mode에서 더 좋은 결과를 보였고 자세와 관련된 정보는 자기장을 사용하는 Aerospace Mode에서 더 좋은 결과를 보였다.

또한 실시간 공중 자료획득 시스템 A형의 GPS/INS 통합을 위하여 칼만필터의 성능을 비교한 결과 EKF와 UKF 결과 값은 큰 차이가 없었다. 또한 UKF에서 시그마 포인트를 추출하는 알고리즘에 따라 차이가 있지만 시뮬레이션 처리 시간을 확인하여 EKF가 UKF에 비하여 상대적으로 약 25배가 빠른 것으로 나타났다. 이것은 실시간 공중 자료획득 시스템이란 특징을 고려하였을 때 EKF가 더 유용한 것으로 판단이 되며 향후 실시간 공중 자료획득 시스템 A형을 구축할 경우 유용한 정보로 쓰일 것으로 사료된다.

감사의 글

본 연구는 국토해양부 첨단도시기술개발 사업의 지능형국토정보기술혁신사업과제(07국토정보C03) 중 “실시간 공중자료획득시스템 개발” 과제의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

김광진, 박찬국, 유명중, 박영범 (2006), INS/GPS 강결합 기법에 대한 EKF와 UKF의 성능 비교, 제어 자동화 시스템 공학 논문지, 제어 자동화 시스템 공학회, 제 12권, 제 8호, pp. 780-788.

백정호(2005), 확장칼만필터와 Unscented 칼만필터를 이용한 우주발사체의 실시간 궤적 추정, 석사 논문, 연세대학교 대학원.

조영석(2007), GPS/INS 초강결합 기법에 대한 UKF의 성능분석, 석사 논문, 중앙대학교 대학원

Jekeli, C. (2000), *Inertial Navigation Systems with Geodetic Applications*, Walter de Gruyter Inc., Berlin.

Julier, S.J., Uhlmann, J.K., and Durrant-Whyte, H.F (2000), A new approach for nonlinear transformations of means and covariances in filters and estimators, *IEEE Transactionson Automatic Control*, 45(3), pp.477-482.

Martinelli, F.(2008), Robot localization Comparable performance of EKF and UKF in some interestin indoor settings. *16th Mediterranean Conference on Control and Automation*, IEEE, Ajaccio, pp. 499-504

Simon, D.(2006), *Optimal State Estimation*, John Wiley & Sons Inc., New York.

(접수일 2009. 3. 26, 심사일 2009. 4. 14, 심사완료일 2009. 4. 21)