논문 2012-49SC-3-2

관성측정기를 이용한 항공기용 위성추적 안테나의 지향각 결정

(LOS Determination Using INS for an Aircraft Mounted Satellite Tracking Antenna)

정 하 형*, 김 충 일*, 유 준**

(Ha Hyoung Jung, Chung Il Kim, and Joon Lyou)

요 약

본 논문에서는 항공기에 장착된 안테나가 정지 위성을 향하도록 관성측정기를 사용하여 지향각을 계산하는 방식을 제시한다. 대상 시스템에서 안테나는 항공기 앞에 위치하고 있고 몸체 유연성을 고려하기 위해 관성측정기를 도입하며, 항공기 중심부 GPS/INS와 안테나부 관성항법장치(INS) 사이의 위치와 속도 차이를 활용하여 스트랩다운 INS 표류 오차를 억제하기 위한 칼만 필터를 설계한다.

Abstract

This paper presents a computation method of LOS(Line Of Sight) angle using IMU(Inertial Measurement Unit) for an antenna on aerial vehicle to point to a stationary satellite. In the overall system, the antenna is located at the front of the vehicle, and an IMU is introduced to account for body flexure dynamic. And using the differences between the position and velocity of the IMU based navigation and those of GPS/INS at the vehicle center. Kalman filter is designed to suppress Strapdown INS drift errors.

Keywords : Aircraft, Antenna, LOS, IMU, Kalman filter

Ⅰ. 서 론

무인 항공기는 운용 및 임무에 따라 여러 센서들을 이용하여 정보를 수집하고 이를 지상통제부에 전송하는 기능을 갖는다. 이러한 기능을 수행하기 위해서는 항공기에 탑재된 위성 안테나를 이용한 위성 데이터 링크를 사용할 수 있다. 위성과 항공기 간 광대역의 고품질 위성 통신을 위해서는 비행 중 위성 추적 안테나의 방향을 위성과 정확히 정렬하는 위성 추적 기술이 요구된다.

일반적으로 안테나의 위성추적 방법은 추적 제어를 위해 안테나에서 검출한 위성 신호의 이용 여부에 따라 개방루프 추적과 폐쇄루프 추적으로 구분된다[1]. 이들 방법 중, 프로그램 추적 방법이라고도 알려진 개방루프 추적 방법은 위성신호가 아닌 다른 보조 센서를 이용하여 위성을 추적하는 방법으로 항공기의 위치, 자세 정보와 위성의 위치 정보를 이용하여 안테나의 지향각을 계산하며, 이를 위해서는 상당히 정확한 보조 센서가 요구된다. 항공기의 경우에는 항법을 위하여 탑재된 GPS/INS 통합항법 체계로부터 정확한 위치 및 자세 정보를 얻을 수 있으므로 이를 이용하여 위성 지향각을 계산하는 것이 가능하다. 그러나 안테나 부와 항법 시스템은 그 장착 위치가 서로 다르기 때문에 항공기의 유연성과 같은 외부 조건으로 인해 안테나의 구동부에

* 학생회원, ** 평생회원-교신저자, 충남대학교 전자공학과
(Dept. of Electronics Engineering, Chungnam National University)
접수일자: 2012년4월19일, 수정완료일: 2012년4월30일

이상적인 명령을 줄 수 없으며, 이는 결국 안테나의 추적 성능의 저하로 이어진다. 이러한 문제점을 해결하기 위해 안테나 기저부에 부가적인 관성 센서를 사용하여 동적 특성을 향상시킬 수 있으나, 시간에 따라 적분 오차가 증가한다는 단점을 갖고 있다.

이는 GPS/INS 통합항법 시스템의 항법해를 이용하여 보상이 가능하다. 본 연구에서는 안테나 기저부의 관성 센서를 이용하여 안테나 부의 자세와 위치를 계산하고, 두 시스템 의 장착 위치에 따라 자세는 다르지만 각 시스템의 항법 좌표계에서 위치 및 속도 정보는 일치한다는 사실을 이용하여 관성 센서의 적분 오차를 보정하였다. 즉, 최종적으로 안테나 부의 자세 및 위치를 추정할 수 있는 추정기를 설계함으로써 위성추적 안테나의 지향각 명령을 계산하였다.

Ⅱ. 본 론

그림 1은 대상 시스템의 구조를 나타낸다. 항공기의 중심에 있는 GPS/INS 통합항법체계에서는 위치 및 자세정보를 출력한다. 하지만, 항공기의 선두와 GPS/INS가 장착된 위치 사이에는 항공기가 강체가 아닌데서 기인하는 유연성 성분에 의해 서로 다른 자세를 지니게 된다. 이는 항공기의 선두에 탑재된 안테나의 위성 지향각을 계산하기 위해 GPS/INS의 항법해를 이용할 수 없음을 시사한다. 본 연구에서는 이를 보완하기 위해 안테나 기저부에 부가적인 INS를 탑재하였다. 또한, 이 INS의 표류(drift) 오차를 보정하기 위해 GPS/INS의 항법해를 이용한다.

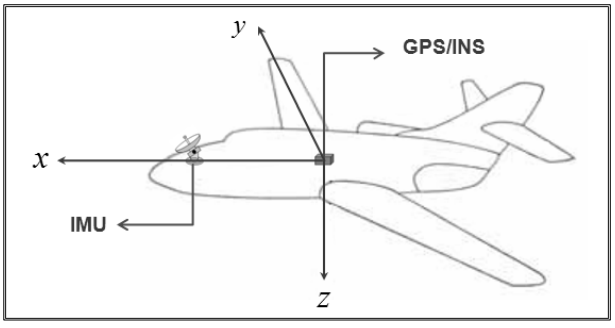


그림 1. 대상 시스템의 구조
Fig. 1. Structure of the overall system.

가. 위성 안테나 지향각 명령

항공기 탑재 위성 안테나의 지향각을 계산하는 과정은 그림 2와 같다. 측지 좌표계에서의 정지 위성과 항공기의 위치를 지구중심 좌표계로 나타낸 후에 이들 사이의 관계를 도출한다. 위치 벡터로 계산되는 이들의 관계를 항법 좌표계로 변환한 후, 동체 좌표계의 자세를 고려하여 최종적으로 2축 안테나의 방위각, 고각의 명령을 결정한다[2].

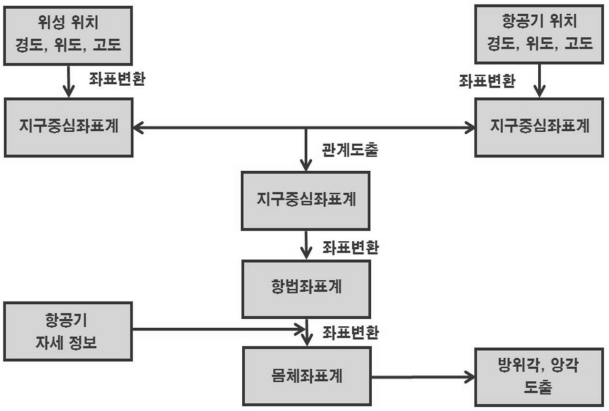


그림 2. 위성추적 안테나의 지향각 계산
Fig. 2. LOS angle computation for satellite tracking antenna.

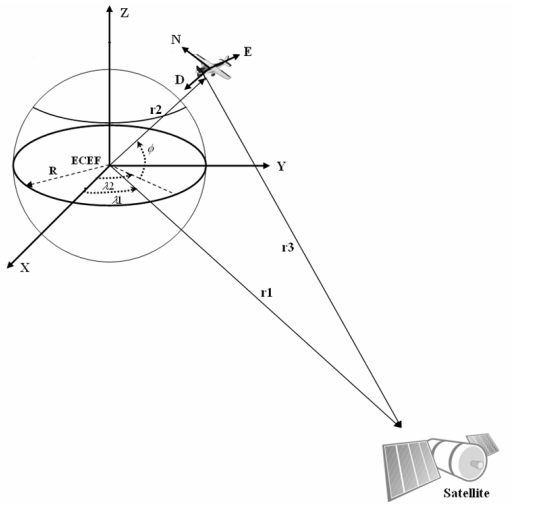


그림 3. 방위각, 앙각을 구하기 위한 좌표계 및 벡터
Fig. 3. Coordinates and vectors for finding azimuth and elevation angles.

그림 3은 방위각 및 앙각을 구하기 위한 좌표계 및 벡터를 보여준다. 지구중심 좌표계는 지구중심에 고정되어 있는 기준 좌표계이고, 항법 좌표계는 안테나가 위치해 있는 곳에서의 기준 좌표계이다. 본 연구에서는 최종적으로 안테나가 인공위성을 바라본 방위각 및 앙각을 구하는 것이 목적이다.

위도, 경도 및 타원체로 표시된 위성과 안테나의 위

치를 지구중심 좌표계로 표현하기 위해서는 측지 좌표계에서 지구중심 좌표계로의 좌표변환 과정이 필요하다.(지구 타원체 모델은 WGS 84 좌표계의 타원모델 사용) 지구중심 좌표계로 변환된 위성과 안테나의 위치 벡터를 각각 r_e1과 r_e2로 표기하면, 지구중심 좌표계상의 지구중심에서 위성까지의 벡터 r_e1은 다음과 같이 주어진다.

$$r_e1 = r_e2 + r_e3 \tag{1}$$

즉,

$$r_e3 = r_e1 - r_e2 \tag{2}$$

그러면 항법 좌표계에서의 위성의 위치벡터 r_n3는 식 (2)의 r_e3을 항법 좌표계로 변환한 것이다.

$$r_n3 = C_e^n(r_e1 - r_e2) \tag{3}$$

여기서, C_e^n 은 지구중심 좌표계를 항법 좌표계로 변환하는 변환행렬이다. 한편, 안테나 좌표계는 항체의 동체 좌표계에 고정되어 있으므로 항체의 자세 정보를 이용하여 항법 좌표계로 표현된 위의 벡터를 동체 좌표계로 변환하는 과정이 필요하며 식 (4)와 같다.

$$r_b3 = C_n^b r_n3 \tag{4}$$

여기서, C_n^b은 항법 좌표계를 동체 좌표계로 변환하는 변환행렬이다.

r_b3은 동체 좌표계의 중심에서 위성을 바라보는 위치 벡터이다. 이를 구 좌표계로 변환하면 동체 좌표계에서 위성을 바라보는 방위각, 앙각을 구할 수 있다. 지상 및 해상 이동체에 탑재된 안테나와 비교하여 항공기에 탑재된 위성 추적 안테나의 방위각과 앙각을 결정하기 위해서는 위치의 관계보다 이동체의 자세 변화에 더욱 민감하다. 특히, 항공기가 제한적인 지역에 운항되며 대상 위성이 고궤도 정지 위성인 경우에는 위치에 따른 안테나의 지향각 변화는 미미하며 자세 변화에 민감하게 변화된다. 따라서 안테나 부의 자세 변화를 정확히 구하여 안테나의 지향각을 결정하는 것이 중요하다.

나. 시뮬레이션 데이터 생성

시뮬레이션을 수행하기 위한 데이터 생성과정은 그림 4와 같다. 기본 데이터는 특정 항공기 INS 데이터의 각속도 및 가속도 출력을 1kHz rate로 보간하여 재구성

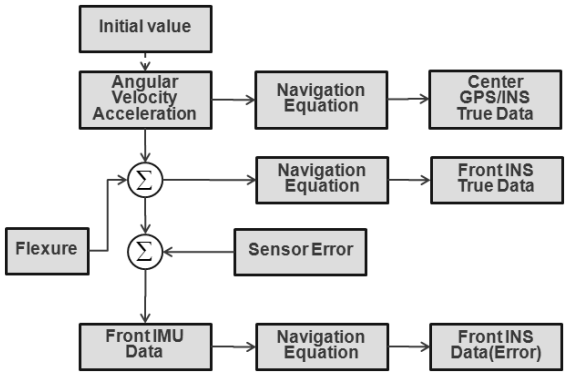


그림 4. 데이터 생성
Fig. 4. Data generation.

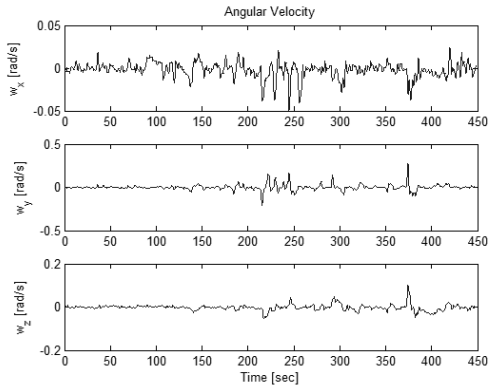


그림 5. 동체 좌표계 항공기 각속도
Fig. 5. Aircraft angular speed in the body frame.

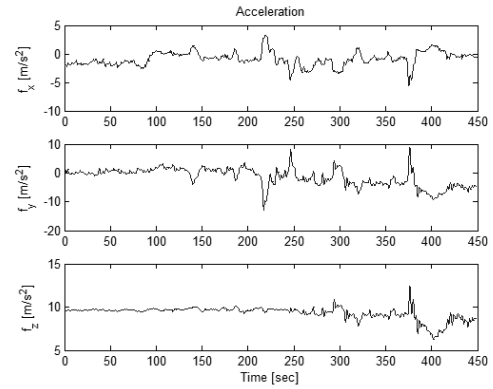


그림 6. 동체 좌표계 항공기 가속도
Fig. 6. Aircraft acceleration in the body frame.

하였다. 이는 그림 5, 6과 같다.

다음으로 임의의 초기 위치, 자세, 속도로부터 위에서 형성한 센서 출력과 항법 방정식을 이용하여 항공기 중심부 GPS/INS의 항법 데이터를 그림 7~9와 같이 구하였다[3~4].

항공기의 궤적을 위도와 경도에 따라 나타내보면 그림 10과 같다. 초기 위치로부터의 진행방향은 화살표방

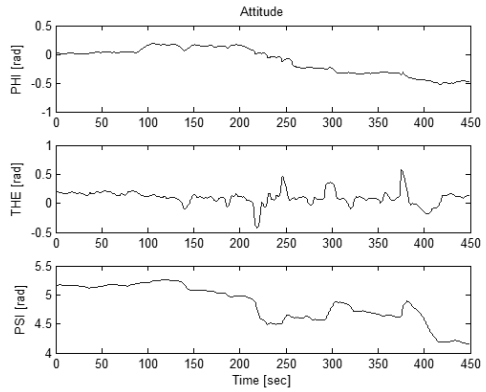


그림 7. 항법 좌표계 항공기 자세
Fig. 7. Aircraft attitude in the navigation frame.

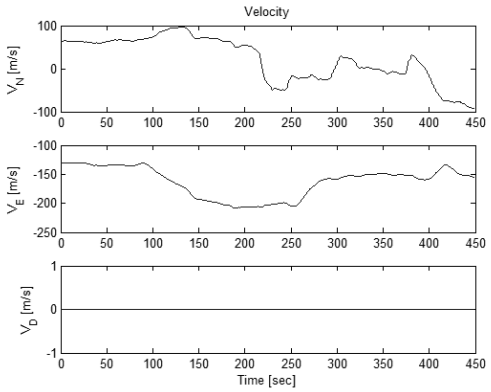


그림 8. 항법 좌표계 항공기 속도
Fig. 8. Aircraft velocity in the navigation frame.

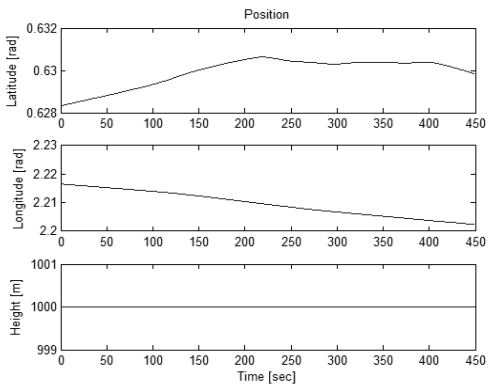


그림 9. 측지 좌표계 항공기 위치
Fig. 9. Aircraft position in the geodetic frame.

향이다.

다음으로 항공기의 유연성 성분을 편의상 식 (5)의 정현파 형태로 가정하였고 이로 인해 나타나는 각속도 성분을 식 (7)의 형태로 정의하였다.

$$flexure = Asin(2\pi ft) \tag{5}$$

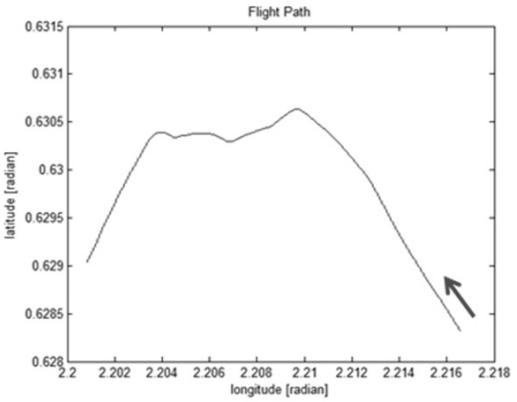


그림 10. 측지 좌표계 항공기 궤적
Fig. 10. Aircraft trajectory in the geodetic frame.

표 1. 센서 사양
Table 1. Sensor specification.

센서	오차요소	크기
자이로	Bias Error	0.01 deg/h
	Random walk	0.005 deg/$\sqrt{h}$
	Scale factor	5 ppm
가속도계	Bias Error	100 μg
	Random walk	10 $\mu g/\sqrt{h}$
	Scale factor	100 ppm

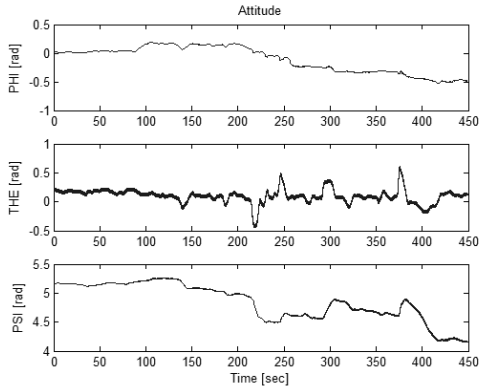


그림 11. 유연성이 포함된 자세 데이터
Fig. 11. Attitude data with flexure included.

$$\frac{d}{dt}(flexure) = 2\pi fAcos(2\pi ft) \tag{6}$$

$$\omega_y{}' = \omega_y + \frac{d}{dt}(flexure) \tag{7}$$

본 연구에서는 유연성 성분의 진폭 A, 주파수 f 를 각각 2 °RMS, 4 Hz로 가정하였으며, 유연성 성분에 의

한 각속도 변화량을 기 생성된 자이로 출력에 첨가하였다. 그리고 이 값들을 이용하여 안테나 부의 초기값을 기준으로 한 자세, 속도, 위치 데이터를 구하였다.

또한, 표 1의 센서 사양에 기반한 관성센서의 오차 성분을 반영하여 관성센서의 가속도 및 각속도 출력을 얻었다. 여기서 생성된 관성센서 출력은 안테나 부의 센서 출력으로 사용되어진다.

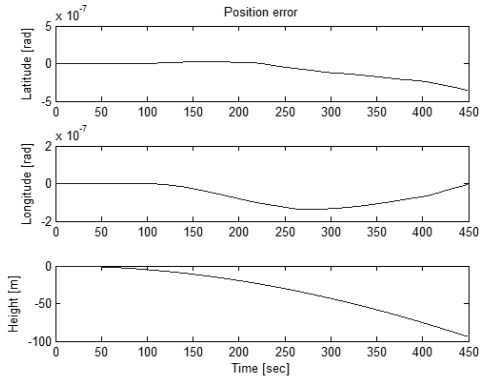


그림 12. 위치 오차
Fig. 12. Position error.

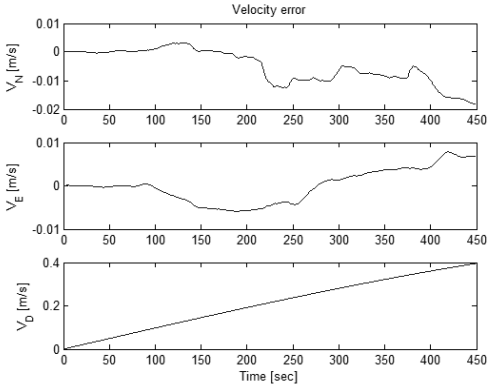


그림 13. 속도 오차
Fig. 13. Velocity error.

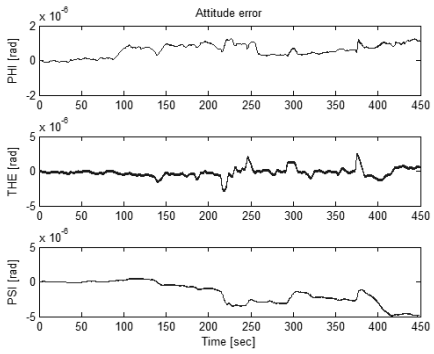


그림 14. 자세 오차
Fig. 14. Attitude error.

이 센서 출력을 사용하여 초기값으로부터 자세, 속도, 위치를 계산할 경우 오차는 그림 12~14와 같고 모든 항법오차가 시간이 지남에 따라 발산함을 확인하였다.

다. 칼만필터 설계 및 보정 항법 구성

안테나 기저부 항법시스템의 항법오차를 보정하기 위해 칼만필터를 구성하였다. 칼만필터 구성에 필요한 시스템 모델은 잘 알려진 Titterton[4]의 INS 오차모델을 도입하고. 이때 상태벡터로는 자세오차, 속도오차, 위치오차, 자이로 바이어스, 가속도계 바이어스 항을 병합하여 15차로 선정하였다.

그리고 칼만필터의 측정치로는 상태변수들 중에서 속도와 위치 성분만을 사용하며, 중심부 GPS/INS의 속도와 위치를 기준으로 측정치를 생성하였다. 이는 두 지점 간 유연성에 의해 자세는 서로 다를 수 있지만 항법 좌표계 상에서의 속도와 측지 좌표계 상에서의 위치는 동일하기 때문이다. 다시 말하면 유연성이 포함된 경우 자세 정합을 하기 위한 부가적인 연산으로 오히려 항법해가 발산하게 되므로 자세 정합을 하지 않았다.

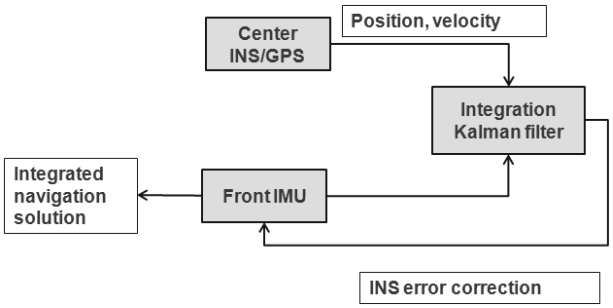


그림 15. 간접 되먹임 방식의 칼만필터 구성
Fig. 15. Indirect feedback type Kalman filter implementation.

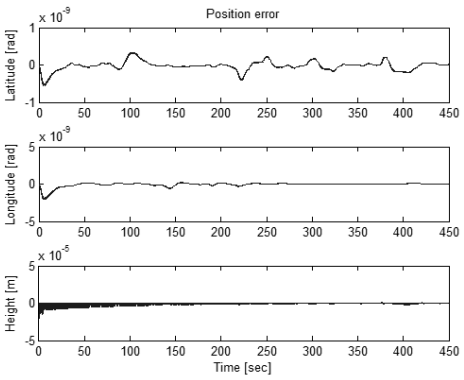


그림 16. 칼만필터로 보정된 위치 오차
Fig. 16. Position error compensated by Kalman filter.

이제 INS 오차모델와 측정방정식을 바탕으로 칼만필터를 구성하고, 추정된 오차를 그림 15와 같이 간접적으로 되먹임하여 보정하는 방식을 채택하였다.

칼만필터는 시간과 측정치 갱신을 통하여 전방부에 있는 1kHz로 계산되는 INS의 발산하는 오차를 10Hz마다 항공기 중심부에 배치된 GPS/INS의 데이터로 보정하는 기능을 수행한다.

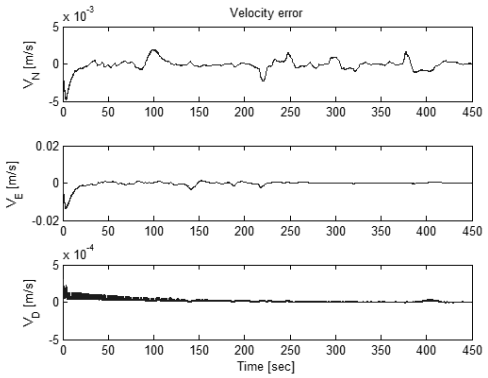


그림 17. 칼만필터로 보정된 속도 오차
Fig. 17. Velocity error compensated by Kalman filter.

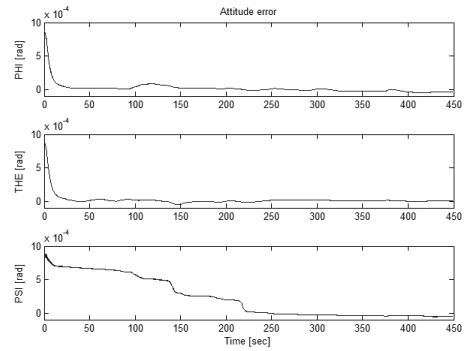


그림 18. 칼만필터로 보정된 자세 오차
Fig. 18. Attitude error compensated by Kalman filter.

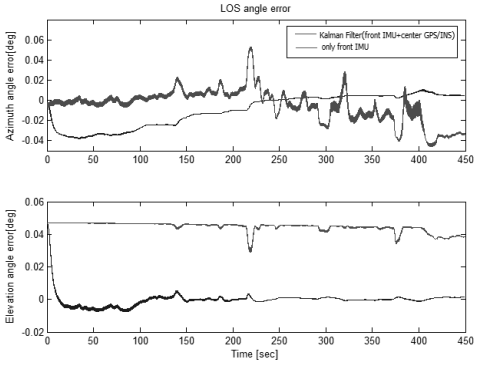


그림 19. 칼만필터로 보정 전후의 지향각 오차 비교
Fig. 19. Comparison of LOS angle error before and after compensation by Kalman filter.

칼만필터를 적용한 결과 그림 16~18과 같이 발산하는 오차를 빠른 시간에 보정함을 알 수 있다. 칼만필터의 공분산 갱신으로 인하여 자세 오차도 그림 18과 같이 롤과 피치의 보정은 20초 이내에 빠르게 보정됨을 알 수 있으며 요각의 오차는 250초 정도로 약간 늦지만 결국 0에 가까운 값으로 수렴하였다.

초기 정렬오차 성분을 포함하고 있는 관성 센서의 결과와 칼만필터로 보정된 결과의 방위각, 고각의 오차 차이를 비교하였다. 그림 19에서 확인할 수 있듯이 칼만필터를 적용하면 오차를 보정하여 유연성이 포함된 실제 자세정보를 가지고 정확한 지향각 명령을 계산할 수 있음을 확인하였다. 초기 정렬오차가 존재하는 초반에는 다소 큰 지향각 오차가 존재하지만 결합 칼만필터의 보정효과에 의해 시간이 지남에 따라 지향각 오차가 거의 0에 가까워지는 것을 확인할 수 있다.

Ⅳ. 결 론

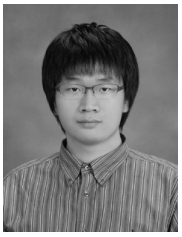
항공기 중심의 GPS/INS 통합항법 시스템의 위치 및 속도 정보를 이용하여 안테나 부의 INS를 보정하는 시뮬레이션 결과, 보정을 하지 않는 경우에 비해 안테나 부 INS 항법해의 오차가 현격히 줄어드는 것으로 확인되었다. 결국, 보정된 항법해를 이용하여 안테나의 위성 지향각을 계산할 수 있으며 이를 안테나 마운트 구동부에 전달하여 프로그램 추적시스템을 구성하는 것이 가능하다. 앞으로의 연구는 안테나 및 마운트의 서보 시스템이 결합된 상태에서의 추적성능에 대해 진행될 예정이다.

참 고 문 헌

[1] 나정웅, 윤명중, 최규홍, “위성 추적 및 수신 시스템 기술개발에 관한 연구”, 연구보고서, 한국과학기술원, 1986.
[2] 최조천, 양규식, “Az/El 마운트에 의한 선박용 DBS 수신추적 안테나 장치에 관한 연구”, 한국해양정보통신학회논문지, 제 1권, 제 2호, 209-220쪽, 1997.
[3] G. M. Siouris, Aerospace avionics system, academic Press Inc., London ,1993.
[4] D. H. Titterton and J. L. Weston, Strapdown inertial navigation technology, Peter Peregrinus LTD., UK., 1997.
[5] C. Jekeli, Inertial navigation systems with

geodetic applications, Walter de Gruyter, New York., 2001.

저 자 소 개



정 하 형(학생회원)
2010년 충남대학교 전자전파정보통신공학과 학사 졸업.
2010년～현재 충남대학교 대학원 전자공학과 석박사과정.

<주관심분야 : 영상처리, 제어시스템, 자율이동로봇 등>

유 준(정회원)
1978년 서울대학교 전자공학과 학사 졸업.
1984년 한국과학기술원 전기전자공학과 박사 졸업.
1984년～현재 충남대학교 전자공학과 교수

<주관심분야 : 산업공정제어, 센서신호처리, IT기반 로봇, 항법시스템>

김 충 일(학생회원)
2006년 충남대학교 전자전파정보통신공학과 학사 졸업.
2011년～현재 충남대학교 대학원 전자공학과 석사과정

<주관심분야 : 센서신호처리, 임베디드 시스템, 무인헬리콥터, 실내항법>