

태양시선벡터를 이용한 저가 관성항법시스템의 보정

Calibration of Low-cost Inertia Navigation System with Sun Line of Sight Vector

장 세 아, 최 기 영*
(Se-Ah Jang and Keeyoung Choi)

Abstract : The inaccuracy of inertial sensors used in low cost IMU's limits the usage to ARS, at best. Sensor fusion technologies are widely used to overcome this problem. GPS is the most popular secondary sensor, but GPS alone cannot fully compensate the IMU errors in the initial alignment process and rectilinear flights. This paper presents a new concept of aiding the low cost IMU with the sun line of sight vector. The simulation and experimental results in this paper proves that aiding of INS/GPS with the sun line of sight vector increases the observability and improves accuracy remarkably.

Keywords : INS, GPS, sun line of sight vector, sensor fusion

I. 서론

MEMS 기술의 발전으로 관성항법시스템(INS)에 이용할 수 있을 정도의 수준에 도달하여 저가의 INS가 개발되어 왔다. 이러한 시스템은 무인항공기에 넓게 사용되고 있다. 그러나 저가 센서의 수준은 센서 바이어스로 인해 여전히 장거리 미션에 적합하지 않다. 이러한 문제를 해결하기 위하여 다중 센서 결합 방법이 고안되어 왔다[1,2].

가장 많이 사용하는 조합은 INS와 GPS로 비교적 정확도가 높으며, 비발산 특성을 가지나 위치와 속도 측정에 의한 가관측성이 특정 상황에서 제한되며 외부 환경에 의한 jamming에 취약한 단점을 가지고 있다[3]. 그에 따라 자장계와 같은 시스템을 사용하나 외부 환경에 너무 민감하고 초기 보정이 어려울 뿐만 아니라 잘 보정하였더라도 적용하는 환경이 달라지면 다시 보정해야 되는 등 여러 문제가 존재한다.

인간이 자세를 추정하는데 있어 가장 중요한 요소는 시각정보이며, 인간은 이 정보를 이용하여 지면과의 상대 자세 등을 효율적이며 안정적으로 인지한다. 따라서 시각센서는 인간의 인지능을 흉내 낼 수 있는 기본 자세 센서로서 적절하다고 판단되어 오랫동안 이를 이용한 센서개발 노력이 있어왔다. 우주선에서 사용되는 지구센서나 별센서 등이 대표적인 것들이다[4]. 인공위성의 경우 태양센서를 사용하여 자세계를 보정하는 기법이 이미 실용화되어 사용되고 있다[5].

최근에는 무인기의 경우 영상정보를 이용하여 자세를 추정하고 이를 바탕으로 착륙까지도 시도하고 있다. 이러한 아이디어는 비교적 오래전에 개발되었으나 복잡한 영상정

보를 효율적이며 안정적으로 처리할 수 있는 계산 능력과 알고리즘의 개발이 뒷받침되지 못하여 실용화되지 못하였다. 하지만 최근의 컴퓨터의 빠른 성능향상으로 이를 이용한 다양한 시도가 이루어지고 있다[6].

본 논문에서는 영상카메라와 태양시선벡터를 이용한 INS 보정 방법을 제안한다. 이 방법은 영상정보를 사용하기 때문에 안정적으로 사용될 수 있고, 동시에 단지 태양의 위치 정보만 사용하므로 영상처리에 많은 자원이 필요하지 않다는 장점을 가지고 있다.

지구 고정 좌표계에서 태양시선벡터는 주어진 시간과 위치에 대해서 해석적으로 결정된다. 태양시선벡터는 동체에 장착된 카메라에 의하여 측정되며 시선벡터의 측정과 예측은 칼만 필터에 의해 처리된다. 이러한 개념은 시뮬레이션과 차량지상시험을 통해 검증하였다.

II장에서는 태양시선벡터의 위치와 시간에 따른 해석적 결정 방법과 태양시선벡터의 측정 방법을 제시하고, III장에서는 칼만 필터를 이용한 태양시선벡터의 결합에 대해 제안한다. IV장에서 제안한 알고리즘에 의한 시뮬레이션 결과와 차량시험 결과를 소개하고 마지막으로 결론을 제시한다.

II. 태양시선벡터

1. 태양시선벡터의 해석적 결정

지구에 고정된 지표면에 수평한 좌표계(항법 좌표계)에서의 태양의 방위각(γ)과 고도각(α)은 그림 1과 같이 정의된다. 방위각과 고도각은 다음과 같이 위치와 시간에 의해 결정된다.

$$\cos \gamma = -\sin L \sin \alpha + \frac{\sin \delta}{\cos L \cos \alpha} \tag{1}$$
$$\sin \alpha = \sin \delta \sin L - \cos \delta \cos L \cos H$$

여기서 L 은 위도, δ 는 태양적위, H 는 시간각으로 위치와 시간에 의하여 결정된다.

주어진 방위각과 고도각에 의해 항법 좌표계에서 태양시선벡터는 다음과 같이 주어진다.

* 책임저자(Corresponding Author)
논문접수 : 2008. 5. 15., 채택확정 : 2008. 6. 30.
장세아 : 인하대학교 항공공학과 박사과정(se.ah.jang@gmail.com)
최기영 : 인하대학교 항공공학과 교수(kchoi@inha.ac.kr)
※ 본 논문은 지식경제부 항공우주부품기술개발사업(과제번호: KATRA05-A00087-기1)의 지원으로 연구하였으며, 이에 대해 깊이 감사드립니다.

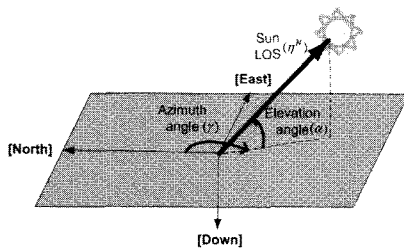


그림 1. 항법 좌표계에서의 태양시선벡터.

Fig. 1. Sun line of sight vector in navigation frame.

$$(\eta^N)^T = [\cos\alpha \cos\gamma \quad \cos\alpha \sin\gamma \quad -\sin\alpha] \quad (2)$$

동체 좌표계는 항법 좌표계에서 자세각 ϕ, θ, ψ 에 의해 회전 된다 가정하며 이를 이용하여 태양시선벡터를 동체 좌표계로 표현할 수 있다.

$$\eta^B = C_N^B(\phi, \theta, \psi) \eta^N \quad (3)$$

여기서 C_N^B 은 자세각 ϕ, θ, ψ 에 따른 항법 좌표계에서 동체 좌표계로의 좌표변환 행렬이다[2].

2. 카메라형 태양센서를 이용한 측정

높은 분해능의 slit형 태양센서는 우주의 위성에서 널리 사용된다. 그러나 이러한 센서는 고가이고 무인항공기에 응용하기에는 부피가 크다. 그에 따라 웹캠 기반의 태양센서를 개발하였다.

태양은 그림 2와 같이 2차원 영상화면에 투영된다. 태양의 고도각(α_c)과 카메라 화각 및 픽셀 수의 관계는 삼각함수를 이용하여 (4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\tan(90 - \alpha_c) = K l_1 \quad (4)$$

카메라 중심에서 태양 영상 중심으로의 선 길이(l_1)는 픽셀 수로 계산된다. 비례상수 K 는 (5)와 같으며 실험을 통해 구한 카메라의 가로방향최대 화각에 의해 결정된다.

$$K = \frac{\tan(\text{가로방향최대 화각}/2)}{\text{가로방향최대 픽셀수}/2} \quad (5)$$

태양의 방위각(γ_c)은 그림 2의 x_c 축에서 y_c 축 방향으로 영상 중심위치로부터 태양 중심으로의 선의 회전된 각도로 계산된다.

측정된 태양시선벡터는 동체 좌표계 간의 자세각과 이러한 자세에서 측정된 태양 영상의 방위각(γ_c), 고도각(α_c)에 의해 동체 좌표축으로 좌표 변환하여 (6)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\eta^B = C_C^B \eta^C = C_C^B \begin{bmatrix} \cos\alpha_c \cos\gamma_c \\ \cos\alpha_c \sin\gamma_c \\ -\sin\alpha_c \end{bmatrix} \quad (6)$$

여기서 C_C^B 는 카메라 좌표계에서 동체 좌표계로의 좌표 변환행렬로, 카메라 장착방향에 따라 결정되며 고정되어 있다.

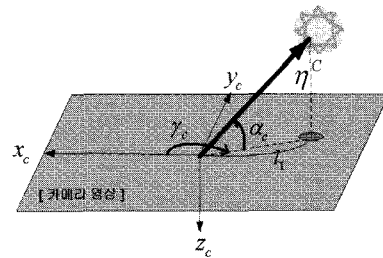


그림 2. 카메라 좌표계에서의 태양시선벡터.

Fig. 2. Sun line of sight vector in camera frame.

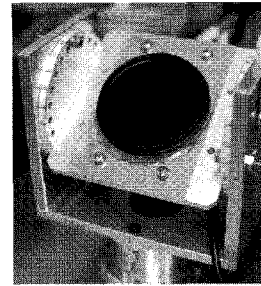


그림 3. 카메라형 태양센서.

Fig. 3. Camera type sun sensor.

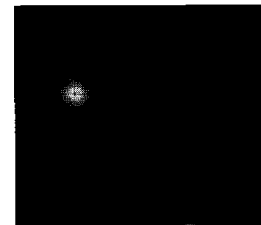


그림 4. 필터를 사용한 영상.

Fig. 4. Image with camera filter.

그림 3과 같이 동체 좌표계에서 장착각을 달리하기 위하여 기구를 제작하였고, 빛의 세기를 줄여 카메라가 태양을 인식할 수 있도록 Neutral Density 필터를 사용하였다. 그림 4는 태양센서에서 측정된 시각영상이다. 밝은 둥근 지점이 태양이며, 영상처리 알고리즘에 의해 태양의 지점이 십자로 표시되었다. 이 카메라 센서는 15Hz의 갱신율을 가지며, 약 0.15도의 분해능을 가진다.

카메라형 태양센서는 소형이라는 특징 뿐만 아니라 태양에 대한 고도각과 방위각 측정시 빛의 산란에 의해 잘못된 태양 인식 문제를 영상처리를 통해 해결 할 수 있다는 장점을 가진다.

III. 칼만 필터를 이용한 태양시선벡터의 결합

IMU와 GPS나 자장계, 압력 고도계와 같은 보조 센서의 조합은 다양한 형태로 시도되었다. 모든 이러한 조합은 칼만 필터를 사용한다. 결합 정도에 따라 시스템은 약하게 또는 강하게 구성된다. 또한 피드백 선의 위치에 따라 앞먹임 또는 뒤먹임으로 구분된다. 본 논문에서는 그림 5와 같이 약결합 직접 뒤먹임 구조를 가진다. INS 부분은 센서의 측

정으로 적분한다. 센서측정은 칼만 필터를 이용한 예측된 편차를 이용하여 보정된다. 칼만 필터의 시간 갱신 부분은 참고문헌에서와 같이 다양한 종류의 자료를 쉽게 이용 가능하다.

본 논문은 15개의 상태변수를 가지는 모델을 사용한다. 여기서 9개는 동체의 상태변수이며, 6개는 센서의 편차에 대한 상태변수이다. 동체의 상태변수인 위도(L), 경도(l), 고도(h)는 위치의 변수이며 속도(V)로는 v_n, v_e, v_d 가 사용된다. 항법 좌표계의 perturbation psi각과 오일러 각은 자세 계산을 위하여 사용된다. 6개의 센서의 편차로는 3축의 가속도계와 3축의 각속도계인 자이로의 편차를 고려하였다. 동체의 선형 상태 방정식은 다음과 같이 주어진다[7].

$$\begin{aligned} \delta \dot{L} &= \frac{\partial \dot{L}}{\partial L} \delta L + \frac{\partial \dot{L}}{\partial h} \delta h + \frac{\partial \dot{L}}{\partial v_n} \delta v_n \\ \delta \dot{l} &= \frac{\partial \dot{l}}{\partial L} \delta L + \frac{\partial \dot{l}}{\partial h} \delta h + \frac{\partial \dot{l}}{\partial v_e} \delta v_e \\ \delta \dot{h} &= -\delta v_d \\ \delta \dot{V}^N &= C_B^N f^B \times \Psi - (2w_{IE}^N + w_{EN}^N) \times \delta V^N + C_B^N \delta f^B \\ &\quad + V^N \times (2\delta w_{IE}^N + \delta w_{EN}^N) \\ \dot{\Psi} &= -w_{IN}^N \times \Psi - C_B^N \delta w_{IB}^B + \delta w_{IN}^N \end{aligned} \quad (7)$$

칼만 필터는 GPS 데이터와 태양시선벡터의 측정치를 사용한다. 이러한 두 가지 데이터는 동일한 시간에 존재할 필요가 없다. 따라서 이 논문에서는 이 두 종류의 센서를 개별적으로 처리하는 형태의 분산형 필터를 사용한다[8]. 이러한 구조로 시스템이 센서가 준비 되었을 때 개별적으로 측정치를 사용할 수 있다. GPS 데이터는 대부분 1-5Hz로 갱신되며, 태양시선벡터는 10-15Hz로 갱신된다. 따라서 같은 순간 둘 중 하나는 사용할 수 없게 된다. 또한 측정이 갱신되지 않았을 경우 INS 부분만이 작동하게 된다.

항법 좌표계에서의 태양시선벡터와 동체 좌표계에서의 태양시선벡터는 다음과 같이 비선형 관계를 가진다.

$$\eta^B = C_N^B(\hat{\phi}, \hat{\theta}, \hat{\psi}) \eta^N \quad (8)$$

여기서 $\hat{\phi}, \hat{\theta}, \hat{\psi}$ 는 필터로 보정된 오일러 각이다. 항법 좌표계에서의 태양시선벡터 η^N 은 위치와 시간에 의해 지배되고, 이로 인한 오차는 굉장히 작아 고정되어있다고 볼 수 있다. 그러므로 선형 관측식은 (9)와 같이 유도할 수 있다. 여기서 $\hat{\eta}^B$ 는 필터로 보정된 위치와 자세에 따라 (3)에 의하여 결정되며, η_m^B 는 카메라에 의해 측정된 값으로 (6)을 이용하여 결정한다.

$$\begin{aligned} z &= \hat{\eta}^B - \eta_m^B \\ &\approx \begin{bmatrix} \frac{\partial C_N^B(\hat{\phi}, \hat{\theta}, \hat{\psi})}{\partial \hat{\phi}} \eta^N \\ \frac{\partial C_N^B(\hat{\phi}, \hat{\theta}, \hat{\psi})}{\partial \hat{\theta}} \eta^N \\ \frac{\partial C_N^B(\hat{\phi}, \hat{\theta}, \hat{\psi})}{\partial \hat{\psi}} \eta^N \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} + v \end{aligned} \quad (9)$$

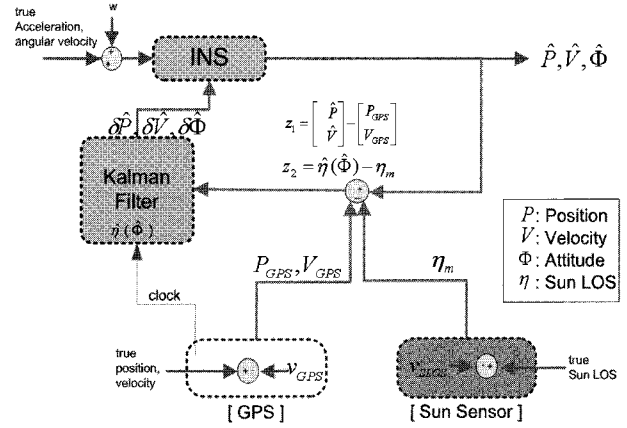


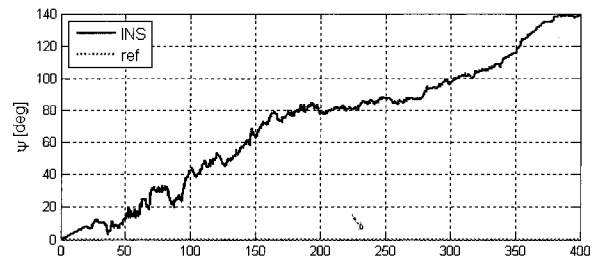
그림 5. INS/GPS/태양시선벡터 흐름도.
Fig. 5. Schematics of the INS/GPS/sun LOS vector.

IV. 시뮬레이션과 차량시험을 통한 실증

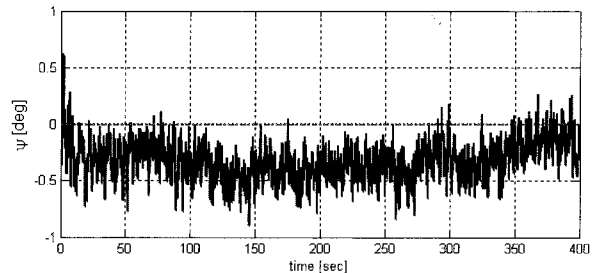
1. 시뮬레이션

이 개념은 비선형 시뮬레이션으로 검증되었다. 비선형 시뮬레이션 모델은 MATLAB/Simulink를 이용하여 구현하였다. 항공기 모델은 테이블 Lookup형태의 공력을 사용하였으며, exact 6자유도식을 사용한다. 시뮬레이션은 경로점 유도 로직과 센서의 오차 모델을 포함한다.

그림 6은 수평 비행상태에서의 태양시선벡터 결합의 효과를 보여준다. 잘 알려졌다시피 INS/GPS 시스템에서 가관 측성이 제한된다[3]. 그러나 태양시선벡터 시스템은 중력과 시선벡터를 가진다. 이러한 두 벡터는 태양이 지면에 수직 한 극히 제한적인 상황(남북위 23.5도를 넘을 경우 이러한 조건이 성립하지 않음)을 제외하고는 동일 선상에 있을 수 없으므로 정적 상태에서도 시스템을 자세를 유일하게 예측 할 수 있게 된다.



(a) without sun LOS vector aiding



(b) Sun LOS vector augmented

그림 6. 방위각 자세 오차.
Fig. 6. Direction angle error.

그림에서 보는 바와 같이 태양시선벡터를 사용하는 INS/GPS 시스템의 경우 모든 자세오차가 제한되었으며 반면 태양시선벡터를 사용하지 않는 INS/GPS 시스템은 큰 오차를 발생시킨다. 다른 축의 경우도 유사한 결과를 보였다.

더 나아가 이 시스템은 그림 7과 같은 실제적인 무인항공기 임무(경로점 비행)에 대해서 시험되었다. INS/GPS와 INS/GPS/태양시선벡터 시스템의 자세 예측 비교 결과는 그림 8과 같다. 이것은 또한 태양시선벡터의 결합 효과를 확연히 보여준다. 초기 수평 비행 동안 INS/GPS 시스템의 방향각은 발산한다. INS/GPS의 정확도는 항공기가 방향 전환을 위한 뱅크 턴을 할 때 만 증대되었다. 반면 태양시선벡터를 이용하는 시스템은 오차를 작게 만들었다. 모든 비행 구간에서 오차는 제한된 상태로 유지되었다.

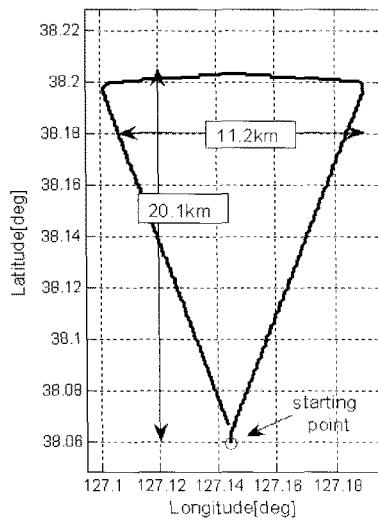


그림 7. 시뮬레이션 비행 형태.
Fig. 7. Simulated flight pattern.

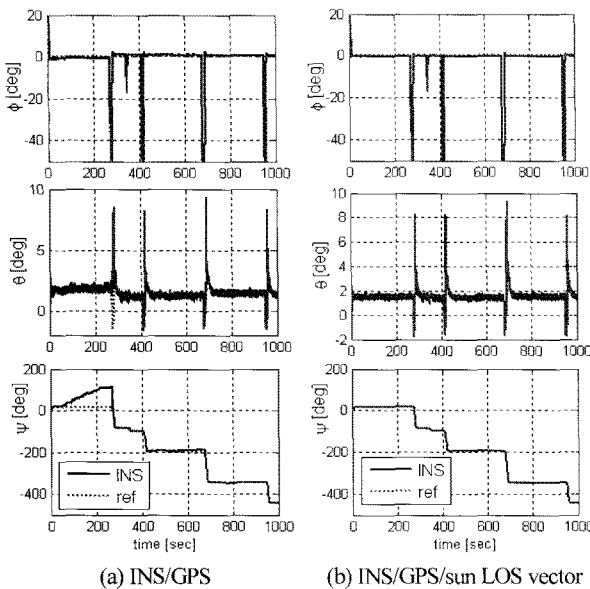


그림 8. 경로점 비행 동안의 자세 오차.
Fig. 8. Attitude estimation during waypoint navigation.

2. 차량 지상시험

시뮬레이션에서 검증된 알고리즘은 차량 지상시험으로 실증하였다. 칼만 필터의 연산을 위하여 사용한 컴퓨터는 Kontron 사의 PC/104이다. 본 알고리즘은 MATLAB Simulink 에서 시뮬레이션으로 코드를 검증하였으며, MATLAB Simulink xPC Target을 이용하여 Stand-Alone 방식으로 자동부팅 및 실시간 동작이 되도록 구성하였다. 태양센서는 노트북이 영상 처리 및 태양시선벡터의 계산을 담당한다. 카메라형 태양센서는 웹캠을 사용하였다. 관성측정장치(IMU)는 xbow사의 MEMS 센서 기반 IMU300을, GPS로는 Novatel 사의 SuperStarII를 사용하였다.

IMU와 GPS의 데이터는 ATR(Air Transport Rack)내의 BC(Bus Controller)로부터 수집되며, 통신 방식을 바꿔주는 convertor를 통해 INS로 전달된다. 태양센서 데이터는 직접적으로 INS로 전달된다.

본 논문에서는 지상시험에 대한 실제값으로 비교할 수 있는 정밀 센서가 없었기 때문에 정지 상태에서는 수평 각도기로 측정된 값을 참고값으로, 동적 상태에서는 GPS의 속도로 구한 방위각을 참고값으로 하였다. 또한 동적상태에서의 ϕ, θ 의 경우 참고값이 없기 때문에 발산 여부만을 보았다.

그림 9의 420초 전까지의 초기 정렬에서 태양시선벡터가 추가됨에 따라 안정적으로 0.5도 이내에 자세를 수렴하였다. 이러한 결과로 INS/GPS/태양시선벡터를 사용할 경우 INS/GPS 시스템에 필요한 초기 정렬시의 부차적 노력이 필요하지 않으며, 짧은 초기 정렬시간으로 센서 수렴이 가능하며, 자세에 대한 관측성이 더 좋아 진다는 것을 확인 할 수 있다.

그림 9의 420초 이후의 차량 주행에서도 자세가 발산하지 않고 안정적으로 수렴한다는 것을 확인할 수 있다. 현재 시제 시스템은 GPS의 데이터 획득시간 지연으로 인하여 INS/GPS의 구성만으로는 자세의 추정 성능이 좋지 않다. 그럼에도 불구하고 태양시선벡터를 이용한 보정 시스템은 동적 상태뿐만 아니라 정적 상태 특성 또한 개선하였다. 자

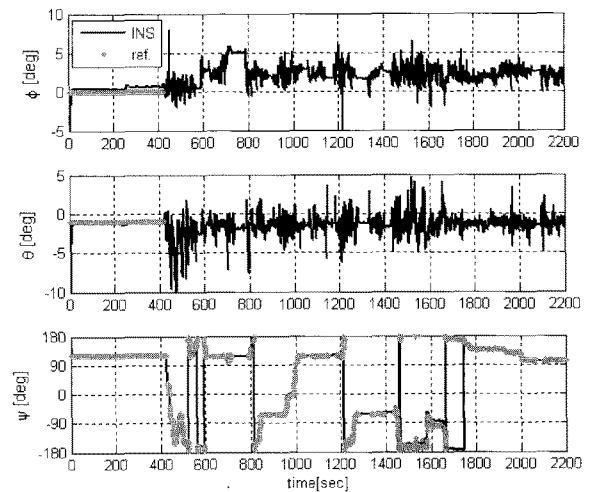


그림 9. 차량시험 자세 추정.
Fig. 9. Results of experiment attitude estimation.

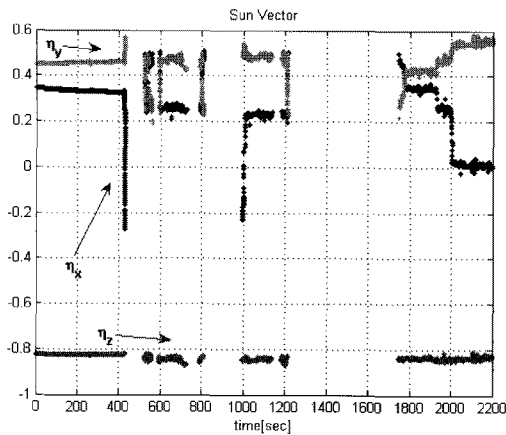


그림 10. 차량시험 태양시선벡터 측정치.

Fig. 10. Results of experiment measurement of sun vector.

세각 뿐만 아니라 위치, 속도에서도 GPS의 랜덤 오차에 대해서 연속적인 형태로 추정되었다.

그림 10은 태양센서가 태양을 포착한 시점이다. 태양시선벡터는 카메라의 화각 문제로 운동 시에 자세에 의해 매 순간 측정되지 않는다. 그러나 초반에 초기 정렬이 잘되었고, 센서의 바이어스도 잘 추정되므로 중간 중간에 태양을 측정하지 못하는 순간이 있더라도 오차가 크게 발산하지 않는다. 그러므로 실제 비행 상에서도 항상 측정된 것이 필요한 것이 아니라 가끔 측정되어도 안정적으로 작동할 수 있다.

V. 결론

본 논문에서는 저가의 IMU와 GPS, 태양시선벡터의 보조 센서를 가지는 복합항법시스템을 제안한다. 태양시선벡터는 동체에 부착된 카메라형의 센서로 측정되며, 비행체의 자세에 의해 변한다. 본 논문에서 제안한 알고리즘은 이렇게 측정된 태양시선벡터와 GPS를 이용하여, 칼만 필터로 INS를 보정하는 방법이다. 본 알고리즘은 비선형 시뮬레이션과 차량 지상시험으로 유용성을 입증하였다.

비선형 시뮬레이션에서 방향 전환과 수평비행을 포함하는 실제적인 기동 동안 INS와 GPS를 이용하는 기본적인 시스템은 가관측성의 부족으로 인해 정확성이 제한됨을 보였다. 그러나 태양시선벡터를 이용한 시스템은 전 비행구간

동안 실제값과 아주 유사한 결과를 보였다. 차량 지상 시험에서도 태양센서가 추가된 시스템에서는 자세가 안정적으로 발산하지 않고 수렴되었다. 또한 초반에 초기 정렬이 잘되었고, 센서의 바이어스도 잘 추정하므로 중간 중간에 태양을 측정하지 못하는 순간이 있더라도 오차가 크게 발산하지 않게 되며 가끔 측정되어도 안정적으로 작동하였다.

본 논문의 태양시선벡터를 이용한 알고리즘은 태양이 아닌 시선벡터를 알고 있는 특징점을 보정 신호로 사용하는 시스템에 대해서도 유용하게 사용될 것이다.

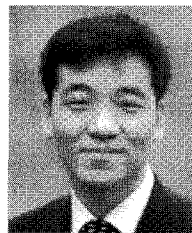
참고문헌

- [1] J.-L. Wang and H. K. Lee, "Rizos C.GPS/INS integration: A performance sensitivity analysis," *Wuhan University Journal of Nature Sciences*, 8(2B), pp. 508-516.
- [2] D. H. Titterton and J. L. Weston, *Strapdown Inertial Navigation Technology*, Peter Peregrinus Ltd., 1997.
- [3] Inseok RHEE, Jamoun F. Abdel-Hafez, Jason L. Speyer, "Observability of an Integrated GPS/INS During Maneuvers," *IEEE Trans. On Aerospace and Electronic Systems*, vol. 40, no. 2, April 2004.
- [4] E. Gai, K. Daly, J. Harrison, and L. Lemos, "Star-sensor-based satellite attitude/attitude rate estimator," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 8, no. 5, pp. 560-565, 1985.
- [5] 안효성, 이선호, 이승우, 채장수, "태양획득 모드에서 저궤도 위성의 자세결정 알고리즘," *한국항공우주학회지*, vol. 30, no. 1, pp. 82-87, 2002.
- [6] O. Sharkernia, M. Yi, T. J. Koo, J. Hespanha, S. S. Sastry, "Vision guided landing of an unmanned air vehicle," *Proceedings of the 38th IEEE Conference on Decision and Control*, pp. 4143-4148, 1999.
- [7] E.-H. Shin, "Accuracy improvement of low cost INS/GPS for land application," M.Sc. Thesis, Department of Geomatics Engineering, University of Calgary, 2001.
- [8] R. G. Brown and P. Y. C. Hwang, *Introduction to Random Signals and applied Kalman Filtering*, JOHN WILEY & SONS, 1985.



장 세 아

2005년 인하대 항공우주공학과 졸업.
2007년 동 대학원 항공공학과 석사.
2007년~현재 동 대학원 박사과정. 관심분야는 복합항법시스템, 추정 이론, 무인기 항법/제어, PILS, HILS.



최 기 영

1987년 서울대 항공우주공학과 졸업.
1989년 동 대학원 석사. 1994년 Stanford University in Aeronautics and Astronautics 박사. 1993년~1999년 Advanced Rotorcraft Technology, Inc, Senior Aerospace Engineering. 2000년~현재 인하대학교 부교수. 관심분야는 최적제어, 무인기 항법/제어, 회전익 시뮬레이션.