

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.9.883>

GPS 속도와 가속도 기반의 칼만 필터를 이용한 무인항공기 추적 안테나 시스템의 시험

서영준*, 이대우**

Test of UAV Tracking Antenna System Using Kalman Filter Based on GPS Velocity and Acceleration

Young Jun Seo* and Dae Woo Lee**

ABSTRACT

The UAV tracking antenna system based on GPS has a characteristic of update of position information which can occur a position error. To reduce the position error, UAV tracking antenna system separates period of GPS update-rate and predicts the position of UAV using divided time points. These process improves the tracking performance of UAV. To predict the position of UAV by divided time points, we used a linear kalman filter based on the velocity and acceleration. Using this system, we measured velocity and acceleration according to the change of position. Finally, we can predict the change of position on divided time points.

초 록

GPS를 기반으로 하는 무인항공기 추적 안테나 시스템은 일정한 주기를 가지고 위치정보를 갱신하는 특성이 있으며 이로 인하여 갱신 주기에 따른 위치 오차가 발생한다. 위치 오차를 줄이기 위해 GPS의 갱신 주기를 시분할 하여 분할된 시점의 위치를 예측하고 이를 이용하여 무인항공기를 추적할 수 있도록 하였다. 무인항공기의 위치를 예측하기 위해서 속도와 가속도 기반의 선형 칼만 필터를 사용하였으며 이를 이용하여 무인항공기의 속도와 가속도를 측정하였고 시간의 변화에 따른 위치변화를 예측한다.

Key Words : UAV(무인항공기), GPS(지구위치측정시스템), Kalman Filter(칼만 필터), Tracking Antenna(추적안테나), WGS(세계 측지계)

1. 서 론

무인항공기(UAV)와의 통신을 위해서 안테나를 사용할 경우 데이터 수신율을 높이기 위해 안테나 이득(antenna gain)이 큰 지향성 안테나를 사용한다. 지향성 안테나는 전파의 좁은 폭을 가

지고 있기 때문에 원활한 데이터 송수신을 위해서는 지향성 안테나의 전파의 폭 이내에 무인항공기가 위치해야 한다. 따라서 지향성 안테나를 사용하여 무선통신을 하기 위해서는 무인항공기의 위치에 따라 안테나를 지향 할 수 있는 추적 안테나 시스템이 필요하다. 무인항공기 추적에 사용하는 추적안테나 시스템으로는 모노필스(Monopluse), 로브 전환(Lobe switching), 원뿔형 스캔(Conical scan), GPS(Global Positioning System) 방식 등이 있으며 이중 모노필스, 로브 전환, 원뿔형 스캔은 전파의 세기를 측정하는 방식으로

† 2011년 7월 22일 접수 ~ 2011년 8월 29일 심사완료

* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 부산대학교 항공우주공학과

교신저자, baenggj@pusan.ac.kr

부산광역시 금정구 산 30번지

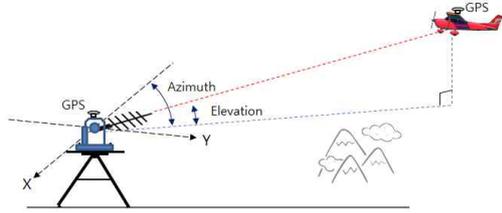


Fig. 1. GPS와 추적 안테나 시스템의 지향각

무인항공기가 지표 근처를 비행할 경우 지상의 장애물로 인하여 전파 외란의 영향을 받을 수 있으며 안테나의 구조가 복잡하고 제작이 어렵다 [1].

GPS를 이용한 추적 안테나 시스템의 경우 Fig. 1과 같이 무인항공기와 추적안테나에 장착된 GPS 장비를 이용해 각각의 위도, 경도 그리고 고도에 관한 위치 정보를 얻으며 이를 이용하여 무인항공기 지향각을 구하기 때문에 지형, 지물로 인한 전파의 외란에 영향을 받지 않는다[2]. 하지만 위치정보는 일정한 주기를 가지고 갱신되기 때문에 추적 안테나 시스템은 주기만큼의 위치 오차와 제어 주기를 가지게 된다.

본 논문에서는 GPS의 갱신 주기로 인한 위치 오차를 보상하기 위해서 속도, 가속도 기반의 위치 변화 모델을 칼만 필터(kalman filter)에 적용하여 이동하는 무인항공기의 속도와 가속도를 구하고 이를 이용하여 시간의 변화에 따른 무인항공기의 위치를 예측하고 갱신 주기를 시분할 하여 추적 안테나 시스템의 제어 주기를 향상 시켰다. 그리고 실험을 통해 성능을 검증 하였다.

II. 본 론

2.1 세계측지계를 이용한 거리 환산

GPS 좌표 정보를 이용하여 추적 안테나 시스템과 무인항공기와의 상대거리를 알기 위해서는 위도, 경도의 각도 차이에 대한 거리를 환산해야 한다. 타원체인 지구에서의 위도, 경도, 고도 정보는 세계측지계(WGS-84)를 이용하여 산출되며 위도, 경도의 차이에 대한 실제 거리 오차는 지구상의 측정 위치에 따라 달라진다. 따라서 세계측지계를 이용하여 위도, 경도차에 대한 실제 거리를 환산한다.

타원체인 지구의 좌표를 구하기 위해 세계측지계에서는 적도에서의 지구 반지름과 극지방에서의 반지름을 대한 지구 이심각에 대하여 식(1)과 같이 정의 하고 있다.

$$\begin{aligned}
 a &= 6,378,137.0 \text{ (Equatorial Radius)} \\
 b &= 6,376,752.314245 \text{ (Polar Radius)} \\
 \alpha &= \cos^{-1}\left(\frac{b}{a}\right) \text{ (Angular Eccentricity)} \quad (1)
 \end{aligned}$$

식(2)과 식(3)을 이용하여 위도에 대한 북-남 방향의 지구 반지름과 동-서 방향의 지구 반지름을 알 수 있다.

$$\begin{aligned}
 n'(\phi) &= \frac{1}{E'(\phi)} = \frac{1}{\sqrt{1 - (\sin(\phi)\sin(\alpha))^2}} \\
 M(\phi) &= a \cdot \cos^2(\alpha) n'^3(\phi) \quad (2) \\
 &= \frac{(ab)^2}{((a \cos(\phi))^2 + (b \sin(\phi))^2)^{3/2}}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 N(\phi) &= a \cdot n'(\phi) \quad (3) \\
 &= \frac{a^2}{\sqrt{(a \cos(\phi))^2 + (b \sin(\phi))^2}}
 \end{aligned}$$

아래의 식(4)와 식(5)의 위도, 경도 차이에 대한 거리 환산 식을 이용하여 위도에 따른 거리 환산을 한다.

$$\begin{aligned}
 Scaler_{Lat} &= 111132.954 - 559.822(\cos(2\phi_m)) \quad (4) \\
 &\quad + 1.175(\cos(4\phi_m))(km)
 \end{aligned}$$

$$Scaler_{Lon} = \cos(\phi_m)N(\phi)(km) \quad (5)$$

위도의 변화에 따른 1deg 당 거리 환산은 아래의 표 1과 같다[3].

표 1. 위도, 경도 1 deg 거리 환산

Latitude	N-S radius of curvature M	Surface distance per 1° change in latitude	E-W radius of curvature N	Surface distance per 1° change in longitude
0°	6335.44 km	110.574 km	6378.14 km	111.320 km
15°	6339.70 km	110.649 km	6379.57 km	107.551 km
30°	6351.38 km	110.852 km	6383.48 km	96.486 km
45°	6367.38 km	111.132 km	6388.84 km	78.847 km
60°	6383.45 km	111.412 km	6394.21 km	55.800 km
75°	6395.26 km	111.618 km	6398.15 km	28.902 km
90°	6399.59 km	111.694 km	6399.59 km	0.000 km

2.2 안테나 지향 알고리즘

무인항공기와 추적 안테나의 위도, 경도 그리고 고도의 정보를 이용하여 Fig. 2와 같은 구면좌표계를 구성 하며 무인항공기와 안테나의 상대 위치를 식(6)과 식(7)을 이용하여 지향각을 결정 한다[2].

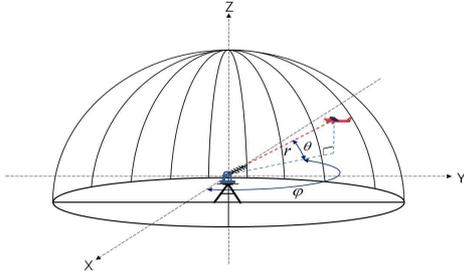


Fig. 2. 구면 좌표계

$$\begin{aligned} &\phi(\text{Latitude}), \lambda(\text{Longitude}), h(\text{Altitude}) \\ &\Delta X = (\lambda_V - \lambda_A) \times \text{Scaler}_{Lon} \\ &\Delta Y = (\phi_V - \phi_A) \times \text{Scaler}_{Lat} \\ &\text{Azimuth Anlge} = \tan^{-1}\left(\frac{\Delta Y}{\Delta X}\right) \end{aligned} \quad (6)$$

$$\text{Elevation Anlge} = \tan^{-1}\left(\frac{h_V - h_A}{r_A \sqrt{\Delta X^2 + \Delta Y^2}}\right) \quad (7)$$

2.3 칼만 필터를 이용한 위치 예측

GPS를 이용하는 무인항공기 추적 안테나 시스템은 Fig. 3과 같이 위도, 경도, 고도의 갱신 주기로 인한 위치 오차가 발생한다. 위치 오차를 줄이기 위하여 칼만 필터를 이용하여 수신된 GPS 정보의 오차를 필터링하고 무인항공기의 다음 위치를 예측한다. 그리고 현재 위치와 예측된 위치 사이를 시분할 하여 갱신 주기로 인한 위치 오차를 줄인다. Fig. 4와 같이 무인항공기의 위치 변화에 따른 위치 예측을 하기 위해 현재 위치, 속도, 가속도기반의 위치 변화 모델을 식(8)과 같이 작성하여 무인항공기의 다음 위치를 예측 한다.

$$p_{k+1} = p_k + v_k \Delta t + \frac{1}{2} a_k \Delta t^2 \quad (8)$$

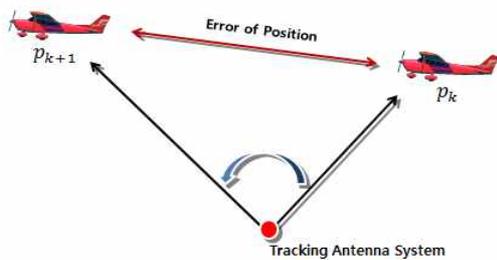


Fig. 3. 갱신 주기에 따른 위치 오차

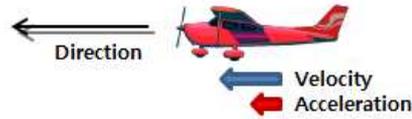


Fig. 4. 무인항공기의 속도와 가속도

무인항공기의 속도와 가속도를 구하기 위해 식(9)와 같이 위도, 경도, 고도에 대하여 각각 시스템 모델을 구성한다.

$$A = \begin{bmatrix} p & \Delta t & \frac{1}{2} \Delta t^2 \\ 0 & 1 & \Delta t \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

상태변수는 무인항공기의 위치와 속도, 가속도에 대하여 식(10)과 같이 정하였으며 위도, 경도, 고도에 대하여 각각 정의하며 상태 입력은 식(11)과 같이 GPS에서 수신된 위도, 경도, 고도에 관한 위치 정보를 사용한다.

$$x_k = \begin{bmatrix} p \\ v \\ u \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$H = [1 \ 0 \ 0] \quad (11)$$

무인항공기의 위치 변화에 따른 속도와 가속도 변화를 측정하기 위하여 선형 칼만 필터를 사용 하였다. 선형 칼만 필터의 경우 초기 값의 오차가 클 경우 오차가 발산할 수 있기 때문에 식(12)와 같이 초기치를 무인항공기가 이륙하기 전의 고도, 경도, 위도를 초기 위치로 속도와 가속도는 없는 상태로 정의 한다.

$$\begin{aligned} p_0 &= p_V \\ v_0 &= 0 \\ u_0 &= 0 \end{aligned} \quad (12)$$

칼만 필터는 식(13)과 같이 GPS의 현재의 위치를 입력 받으며 갱신주기를 이용하여 식(14)과 같이 다음 주기의 위치를 예측 한다[4].

$$z_k = H_k x_k + v_k \quad (13)$$

$$x_{k+1} = A x_k + w_k \quad (14)$$

칼만 필터는 Fig. 5와 같은 순서로 작동하며 무인항공기의 위치 변화에 대한 속도와 가속도를 측정한다.

추적안테나 시스템의 갱신주기로 인한 위치 오차를 줄이고 지향각 제어 주기를 높이기 위해 GPS의 위치정보가 다음 갱신주기가 되기까지의

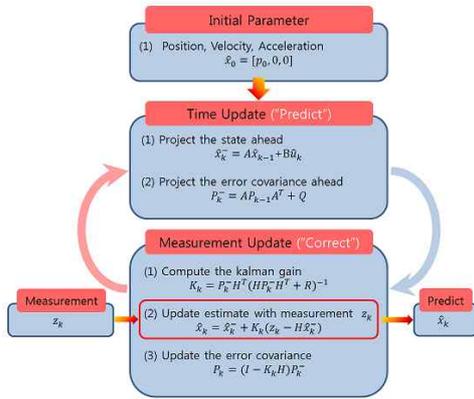


Fig. 5. 칼만 필터의 동작 순서

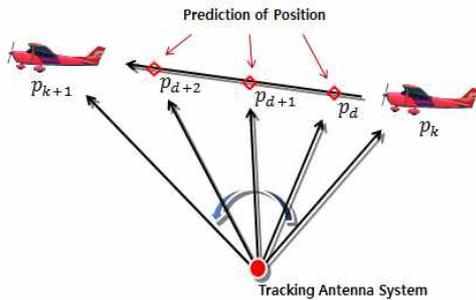


Fig. 6. 무인항공기 위치의 예측

시간을 식(15)와 같이 시분할 한다. 갱신 주기를 시분할 한 시간은 칼만 필터를 이용하여 측정된 무인항공기의 위치, 속도, 가속도와 식(16)을 사용하여 Fig. 6과 같이 시분할 한 주기만큼의 증가하는 시간의 위치를 구한다.

$$\Delta t_d = \frac{\Delta t}{\text{time division}(d)} \quad (15)$$

$$p_d = p_k + v_k \Delta t_d + \frac{1}{2} u_k \Delta t_d^2, \quad v_k = v_k + u_k \Delta t_d \quad (16)$$

2.4 시스템 구성

추적안테나 시스템의 모습은 Fig. 7과 같으며 지향성 안테나를 설치할 수 있는 안테나 장착 지그(Antenna Jig)와 고도각(Elevation)과 방위각(Azimuth) 지향을 하기 위한 엔코더(Encoder)가 장착된 DC 기어드 모터(DC Geared Motor)를 사용하는 안테나 지향각 구동기 안테나 시스템을 제어 하는 제어기(Controller)로 구성되어 있으며 지향각의 제어 범위는 다음과 같다.

고도각 (Elevation): $-10^\circ \sim 90^\circ$
 방위각 (Azimuth): $0^\circ \sim 360^\circ$

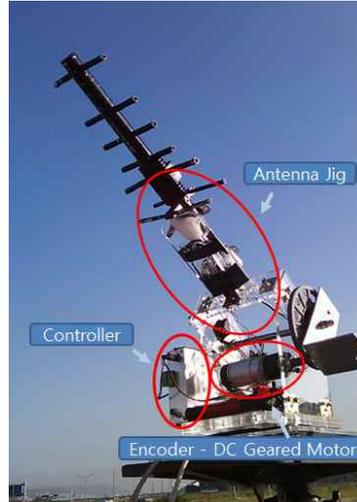


Fig. 7. 추적 안테나 시스템

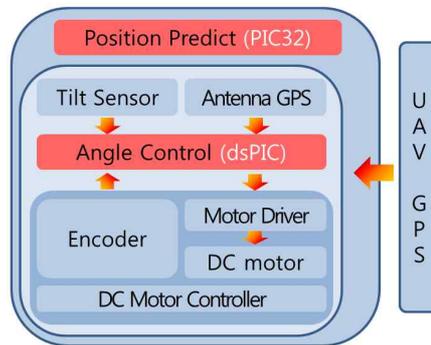


Fig. 8. 추적안테나 시스템 제어부

추적 안테나 시스템의 제어기는 Fig. 8과 같으며 속도, 가속도 기반의 칼만 필터를 이용한 무인항공기 위치 예측부와 안테나 지향각 제어를 위한 엔코더가 장착된 기어드 모터, 모터 드라이버를 사용하여 폐루프(close loop)제어를 하는 지향각 제어부로 나누어진다.

추적안테나 시스템은 자신의 위치를 알 수 있는 GPS와 지표면과의 안테나의 각도 차이를 측정할 수 있는 각도 센서를 가지고 있다. 추적 안테나 시스템의 구동 시 자신의 위치와 안테나의 각도를 측정하여 시스템을 초기화 시키며 무인항공기의 GPS에서 수신된 위치 정보를 이용하여 안테나 지향각을 제어 한다.

2.5 X-Plane을 이용한 시뮬레이션

X-Plane은 시뮬레이터로 기체를 선정하여 비행할 수 있으며 고도, 위도, 경도의 위치와 기체

의 자세 정보 등을 UDP 포트를 통해 출력할 수 있다. Fig. 9와 같이 UDP Converter를 이용하여 기체의 위치정보를 추적안테나 시스템이 인식할 수 있는 형태로 변환하여 전달하여 추적안테나 시스템을 시뮬레이션 할 수 있도록 한다[5].



Fig. 9. X-Plane을 이용한 시뮬레이션

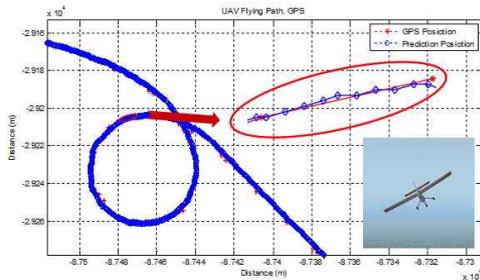


Fig. 10. X-Plane을 이용한 시뮬레이션

무인항공기 추적안테나 시스템이 비행하는 무인항공기의 위치를 예측하기 위해서는 적절한 오차 공분산 행렬인 Q, R 값이 필요하며 이를 설정하기 위해서 X-Plane을 이용하여 실험하였으며 Fig. 10과 같이 위치를 적절히 예측할 수 있는 Q, R 값을 식(17)과 같이 시행착오를 통해 선정하였다.

$$R = 0.1$$

$$Q = \begin{bmatrix} 0.01 & 0 & 0 \\ 0 & 20 & 0 \\ 0 & 0 & 100 \end{bmatrix} \quad (17)$$

2.6 시험 및 결과

무인항공기 추적 안테나 시스템 성능시험을 위해 양산에 위치한 “무인항공기 비행 시험 센터”에서 실험을 하였으며 실험에 사용된 기체는 부산대학교 비행역학실험실에서 자체 개발한 PNUAV-7(Fig. 11)을 사용하였다.

무인항공기에는 Fig. 12의 Novatel사의 SUPERSTAR II GPS를 사용하였으며 5 Hz의 갱신 주기를 가지고 있다.

실험에서는 GPS의 5 Hz의 갱신주기를 시분할하여 50 Hz로 무인항공기의 위치를 예측 하도록 하였다. Fig. 13은 비행시험의 무인항공기의 비행 궤적을 나타낸다.

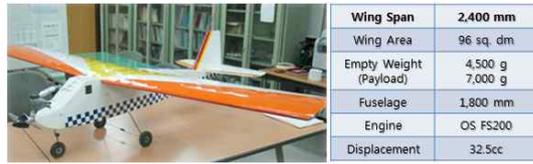


Fig. 11. 무인항공기 “PNUAV-7”

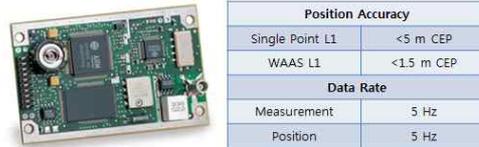


Fig. 12. SUPERSTAR II GPS 수신기

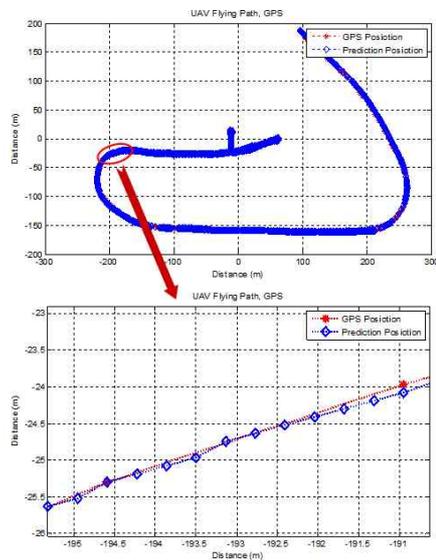


Fig. 13. 무인항공기의 비행 궤적 및 위치 예측

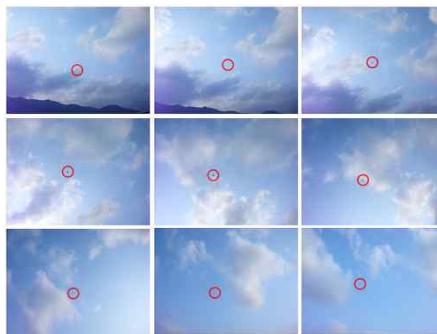


Fig. 14. 무인항공기 추적 영상

Fig. 14는 추적 안테나 시스템 측면에 카메라

를 장착하여 무인항공기의 위치를 촬영한 사진으로 짧은 제어 주기로 인하여 무인항공기 위치를 추적하는 기동과정이 부드럽고, 안테나가 무인항공기를 지향하기 위한 시간 간격이 줄어들기 때문에 갱신 주기로 인한 지향각 오차가 줄어든 것을 확인할 수 있다.

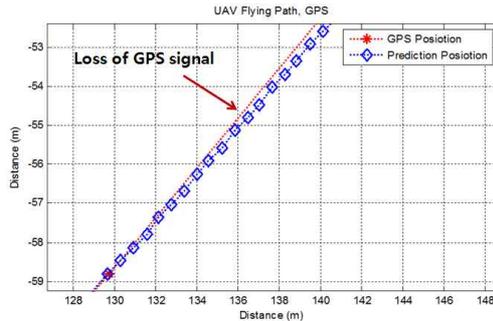


Fig. 15. GPS 신호 단절시 위치예측

기존의 GPS 위치정보의 수신에만 의존하는 경우에는 무인항공기의 GPS 정보의 수신이 단절될 경우 무인항공기를 추적 할 수 없는 경우가 발생한다. 하지만 무인항공기의 속도와 가속도를 기반으로 위치 변화를 예측 하는 경우 Fig. 15의 GPS 신호가 단절되는 경우라도 무인항공기의 속도와 가속도 변화가 없이 비행할 경우 기존의 속도와 가속도 정보를 기반으로 무인항공기의 위치를 예상하여 추적하는 것을 확인할 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 GPS를 이용한 무인항공기 추적 안테나 시스템에 속도, 가속도 기반의 칼만 필터를 적용하여 추적성능을 높이는 연구를 진행하였다. 고가의 GPS의 수신기가 약 10 ~ 20Hz의 위치 정보 갱신 주기를 가지고 있는 것을 고려 할 때 5 Hz의 갱신주기를 가지는 저가의 GPS를 이용하여 50 Hz의 높은 갱신 주기로 위치 정보를 예측하여 안테나의 지향각의 정확도를 향상 시켰으며 GPS 신호가 단절되는 경우에서도 무인항공기의 위치를 예측하여 추적 할 수 있도록 하였다.

GPS를 이용한 시스템은 사용의 편리성과 가격적인 장점으로 인하여 많은 분야에서 사용되고 있지만 위치 정보 갱신주기에 의한 위치오차를 가지고 있다. 무인항공기의 기동이 급격하거나 안테나와의 거리가 가까워서 위치 예측의 비선형성이 큰 경우를 제외하면 비행 기동을 적절한 시스템 모델로 정의하고 칼만 필터를 이용하여 위치변화에 대한 속도와 가속도를 구하여 위치를 예상할 수 있다. 이와 같은 위치 예측 방법은 무인항공기 뿐만 아니라 다른 이동체의 위치 예측에도 사용될 수 있는 방법으로 갱신주기로 인한 GPS의 위치 오차를 줄일 수 있다. 또한 GPS를 이용한 위치 측정 시 자신의 위치 정보를 얻기 위해서 일정한 시간이 필요할 수 있기 때문에 대상의 위치를 예측하기 위해서는 GPS의 지연시간을 함께 고려하여야 한다.

후 기

이 논문은 부산대학교 자유과제 학술연구비 (2년)에 의하여 연구되었음.

참고문헌

- 1) 조동식, 나성웅, "고기동 비행체를 위한 추적시스템 개발", 한국항공우주학회지, Vol. 36, No. 4, April 2008, pp. 399-406.
- 2) 노민식, 조겸래, 이대우, "GPS를 이용한 무인항공기 추적안테나 시스템 시험", 한국항공우주학회지, Vol. 35, No. 2, February 2007, pp. 171-176.
- 3) World Geodetic System WGS-84 (http://en.wikipedia.org/wiki/World_Geodetic_System)
- 4) The Kalman filter (<http://www.cs.unc.edu/~welch/kalman/>)
- 5) 서영준, 민찬오, 이대우, "무인항공기 자동착륙 시스템 개발 및 비행시험을 위한 X-Plane 시뮬레이터의 이용", 2011년도 춘계학술발표대회 논문집, pp. 435-440.