

論文

무인항공기 자동이착륙을 위한 레이더 비콘 시스템의 추적필터 설계

김만조*, 황치정**

A Tracking Filter Design of the Radar Beacon System
for Automatic Take-off and Landing of Unmanned Aerial Vehicle

Man-Jo Kim* and Chi-Jung Hwang**

ABSTRACT

This paper presents a tracking filter of radar beacon system (RBS) for automatic takeoff and landing of an unmanned aerial vehicle. The proposed tracking filter is designed as the decoupled tracking filter to reduce the computational burden. Also, an adaptive estimation method of the measurement error covariance is proposed to provide an improved tracking performance compared to the conventional decoupled tracking filter whenever the accuracy of RBS observations is degraded. 100 times Monte Carlo runs performed to analyze the performance of the proposed tracking filter in case of normal operation and degraded operations, respectively. The simulation results show that the proposed tracking filter provides the improved tracking accuracy in comparison with the conventional decoupled tracking filter.

Key Words : Radar Beacon System(레이더 비콘 시스템), Decoupled Tracking Filter(분리형 추적필터), Adaptive R Estimation(적응형 측정오차 공분산 추정), Unmanned Aerial Vehicle(무인 항공기)

1. 서 론

활주로 주위의 구름, 안개로 인한 기상악화 상황에서도 무인기의 운용제한을 극복하기 위하여 무인항공기의 자동이착륙 기술 개발이 활발히 이루어지고 있다[1].

무인항공기를 활주로 상에 자동이착륙 시키기 위해서는 무인항공기의 정확한 위치를 추정하기 위한 장치가 필수적이다. 이를 위하여 무인항공기에 탑재된 GPS/INS와 같은 항법장치에서 획득된 위치정보를 텔레메트리(Telemetry)를 통하

여 수신하는 방법과 활주로에 설치된 레이더를 이용하여 레이더와 무인항공기의 상대적 위치를 측정하는 방법 등이 사용되고 있다.

TALS(Tactical Automatic Landing System)와 같이 레이더 방식을 사용하는 RBS는 지상에 설치된 질문기(Interrogator)의 질문신호와 무인항공기에 탑재된 응답기(Transponder)의 응답신호 사이의 시간지연을 측정하고 이로부터 상대거리를 계산한다. 또한, 추적레이더에서 사용하는 모노펄스 기법을 이용하여 RBS 안테나와 무인항공기가 이루는 방위각 및 고각 정보를 획득함으로써 무인항공기의 3차원 위치정보를 획득한다.

무인항공기의 향상된 위치정보 제공을 위하여 3차원 구 좌표계에서의 RBS 측정값은 칼만필터 또는 확장 칼만필터와 같은 추정기법을 이용하여 필터링 되며, 직교 좌표계에서 추적필터를 설계하는 것이 연산량은 증가하나 비교적 정밀한 추

2013년 01월 04일 접수~2013년 03월 15일 심사완료
논문심사일 (2013.01.11, 1차), (2013.03.13, 2차)

* 국방과학연구소

연락처자, E-mail : jemios1028@naver.com
cjhwang@cnu.ac.kr

대전광역시 유성구 대학로 99

** 충남대학교

적을 수행할 수 있다고 알려져 있다[2].

RBS의 3차원 측정값은 구 좌표계에서 주어지므로, 직교 좌표계로의 변환이 필요하며, 이를 변환 측정값(Converted Measurements)[3-6]이라 하며, Fitzgerald[7]는 연산량을 감소하기 위하여 고전적인 변환방법을 이용한 분리형 추적필터를 제안하였다.

측정오차 공분산(R)과 공정오차 공분산(Q)의 불확실성은 칼만필터가 최적의 해를 제공하지 못하거나 때때로 발산하는 경우를 초래한다. 이를 해결하기 위하여 R 또는 Q를 조절하는 적응 칼만필터에 대한 연구가 활발히 이루어지고 있다[8-9].

RBS와 같이 활주로에 설치되는 부분과 무인항공기에 탑재되는 부분으로 분리된 시스템이 다양한 환경 조건하에 운용되는 경우, 사전시험으로 획득된 RBS의 측정오차 공분산 정보는 실제 운용 환경에서 측정오차 특성과 부합하지 않을 수 있다.

본 논문에서는 RBS에 적용하기 위한 분리형 추적필터를 설계하고, 이를 위한 적응형 측정오차 공분산 행렬(R) 추정기법을 제안하였다. 제안한 추적필터의 성능 분석 및 검증은 위하여 RBS가 정상적으로 동작할 때와 성능이 저하되어 동작하는 경우로 구분하고, 각각 100회의 Monte Carlo 모의실험을 수행하였다. 일반적인 분리형 추적필터와 제안한 분리형 추적필터의 성능 비교를 위하여 RMS 오차를 분석하였다. 또한, 제안한 추적필터의 신뢰도를 분석하기 위하여 ANEES(Average Normalized Estimation Error Squared)[10] 분석을 수행하였다. 일반적으로 ANEES가 1에 가까우면 그 추적필터는 신뢰성을 갖는다[11]라고 판단할 수 있다. 모의실험 결과로부터 기존의 분리형 추적필터에 비하여 제안한 분리형 추적필터가 RBS의 성능 저하로 측정오차 특성이 변화된 경우에도 개선된 추적성능을 제공하고, 추적필터의 신뢰도를 유지함을 확인할 수 있다.

본 논문은 다음과 같이 구성되어 있다. 2장에서는 RBS가 제공하는 거리, 방위각 및 고각 측정값에 대한 모델링에 대하여 기술하고, 3장에서는 3차원 구 좌표계에서의 측정값에 대한 변환 측정값, 분리형 추적필터 및 적응형 측정오차 공분산 행렬 추정 및 적용에 대하여 기술한다. 4장에서는 제안된 추적필터의 성능 검증을 위하여 Monte Carlo 모의실험을 수행하고, 5장에서 결론을 맺는다.

II. RBS의 측정값 모델링

RBS는 무인항공기의 자동이착륙을 위한 센서로 비행체와 RBS사이의 거리, 방위각 및 고각 정보를 제공한다.

RBS의 거리 측정값은 양방향 거리 측정방법(Two-way Ranging Method)을 이용하여 측정되며, 안테나의 지향각 정보와 모노펄스 비교기로부터 제공되는 지향오차를 측정함으로써 비행체와 RBS사이의 방위각 r_m 및 고각 정보를 제공한다.

RBS의 거리 측정값, 은 일반적으로 다음과 같이 모델링 할 수 있다.

$$r_m = r_T + r_B + r_w \quad (1)$$

여기서, r_T 는 비행체와 RBS사이의 참거리이며, r_B 는 거리 측정값에 대한 바이어스를 의미한다. r_w 는 거리 측정값에 대한 측정 잡음으로 평균이 0인 백색잡음으로 가정한다.

RBS의 방위각 및 고각 측정값은 안테나 서보로부터 획득하는 안테나 지향각과 모노펄스 비교기의 SNR 출력비로부터 계산하는 지향 오차각으로 나타낼 수 있다.

$$\psi_m = \psi_S + \Delta\psi_M \quad (2)$$

$$\theta_m = \theta_S + \Delta\theta_M \quad (3)$$

여기서, ψ_S, θ_S 는 안테나 서보로부터 획득한 안테나 지향각이며, $\Delta\psi_M, \Delta\theta_M$ 는 모노펄스 비교기의 출력정보로부터 계산한 안테나 지향오차각이다.

식(2)와 (3)으로부터 RBS의 방위각 및 고각 측정값을 나타내면 다음과 같이 고쳐 쓸 수 있다.

$$\psi_m = \psi_T + \psi_B + \psi_w \quad (4)$$

$$\theta_m = \theta_T + \theta_B + \theta_w \quad (5)$$

여기서, ψ_T, θ_T 는 비행체와 RBS가 이루는 참 방위각 및 고각이며, ψ_B, θ_B 는 방위각 및 고각에 대한 바이어스 각이다. ψ_w 와 θ_w 는 각각 방위각 및 고각 측정값에 대한 측정잡음으로 평균이 0인 백색잡음으로 가정한다.

RBS의 측정오차는 신호대잡음비(SNR)에 대한 함수로 주어지며, 측정잡음에 대한 오차 특성은 일반적으로 다음과 같이 나타낼 수 있다[12].

$$\sigma_r = \frac{\Delta r}{\sqrt{2SNR}} \quad (6)$$

$$\sigma_\psi = \frac{\psi_{BW}}{k_m \sqrt{2SNR}} \quad (7)$$

$$\sigma_\theta = \frac{\theta_{BW}}{k_m \sqrt{2SNR}} \quad (8)$$

여기서, Δr 은 거리 분해능이고, ψ_{BW} , θ_{BW} 는 방위각 및 고각에 대한 빔폭이다. 또한, k_m 는 모노펄스 비교기의 합차 패턴에 대한 기울기이다.

III. 추적필터 설계

3.1 변환측정값

고전적인 변환 방법을 이용하여 구 좌표계에서의 RBS 측정값을 직교 좌표계로 변환하는 과정은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} x_m &= r_m \cos \psi_m \cos \theta_m \\ y_m &= r_m \sin \psi_m \cos \theta_m \\ z_m &= r_m \sin \theta_m \end{aligned} \quad (9)$$

이때, 선형 근사법을 이용하여 계산된 직교 좌표계에서의 측정오차 공분산은 구 좌표계에서 측정오차 공분산행렬과 다음과 같은 관계를 갖는다.

$$\mathbf{R}_c = \mathbf{D}\mathbf{R}_s\mathbf{D}^T \quad (10)$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} \cos \psi_m \cos \theta_m & \sin \psi_m \cos \theta_m & \cos \psi_m \sin \theta_m \\ \sin \psi_m \cos \theta_m & \cos \psi_m \cos \theta_m & \sin \psi_m \sin \theta_m \\ \sin \theta_m & 0 & \cos \theta_m \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\mathbf{R}_s = \begin{bmatrix} \sigma_r^2 & 0 & 0 \\ 0 & r_m \sigma_\psi^2 & 0 \\ 0 & 0 & r_m \sigma_\theta^2 \end{bmatrix} \quad (12)$$

3.2 분리형 칼만필터

3차원 직교좌표계에서 분리형 추적필터를 설계할 때, 위치, 속도를 상태변수로 하면, 상태벡터는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{x} = [x \ y \ z \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T \quad (13)$$

등속운동 모델에 대한 칼만필터의 상태 방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{F}\mathbf{x}_k + \mathbf{G}\mathbf{v}_k \quad (14)$$

단,

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & T & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & T & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & T \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} T^2/2 & 0 & 0 \\ 0 & T^2/2 & 0 \\ 0 & 0 & T^2/2 \\ T & 0 & 0 \\ 0 & T & 0 \\ 0 & 0 & T \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\mathbf{Q} = E\{\mathbf{v}_k\mathbf{v}_k^T\} = q^2 \quad (17)$$

직교 좌표계로 변환된 측정값에 대한 측정방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}\mathbf{x}_k + \mathbf{w}_k \quad (18)$$

단,

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$\mathbf{R}_k = E\{\mathbf{w}_k\mathbf{w}_k^T\} \quad (20)$$

식(20)의 측정오차 공분산 행렬은 식(10)으로부터 얻을 수 있다.

칼만필터를 이용한 분리형 추적필터에서 상태 및 상태오차 공분산 행렬에 대한 예측식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{x}_k^- = \mathbf{F}\mathbf{x}_{k-1}^+ \quad (21)$$

$$\bar{\mathbf{P}}_k^- = \mathbf{F}\bar{\mathbf{P}}_{k-1}^+ \mathbf{F}^T + \mathbf{G}\mathbf{Q}\mathbf{G}^T \quad (22)$$

분리형 추적필터의 상태 및 상태오차 공분산 행렬에 대한 개선식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{x}_k^+ = \mathbf{x}_k^- + \mathbf{K}_k(\mathbf{z}_k - \mathbf{H}\mathbf{x}_k^-) \quad (23)$$

$$\bar{\mathbf{P}}_k^+ = (\mathbf{I} - \bar{\mathbf{K}}_k \mathbf{H}) \bar{\mathbf{P}}_k^- \quad (24)$$

단,

$$\bar{\mathbf{K}}_k = \bar{\mathbf{P}}_k^- \mathbf{H}^T (\mathbf{H} \bar{\mathbf{P}}_k^- \mathbf{H}^T + \mathbf{R}_k) \quad (25)$$

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{D}_2 \bar{\mathbf{K}}_k \mathbf{D}_2^T \quad (26)$$

$$\mathbf{D}_2 = \begin{bmatrix} \mathbf{D} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \quad (27)$$

3.3 적응형 측정오차 공분산

실제 운용환경에서 RBS의 측정오차 특성이 측정오차 모델과 부합하지 않거나 다양한 요인에 의하여 변화하는 경우, 이에 대한 모니터링 및 적응이 필요하다. 분리형 추적필터에서 k번째 시점의 측정오차 공분산의 추정을 위한 방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{R}_s = \Delta \mathbf{z}_k \Delta \mathbf{z}_k^T - \mathbf{H} \mathbf{D}_2 \bar{\mathbf{P}}_k^+ \mathbf{D}_2^T \mathbf{H}^T \quad (28)$$

$$\Delta \mathbf{z}_k = \mathbf{z}_k - \hat{\mathbf{z}}_k^+ \quad (29)$$

$$\hat{\mathbf{z}}_k^+ = \mathbf{H}\mathbf{x}_k^+ \quad (30)$$

이동평균기법을 이용하여 갱신된 측정오차 공분산 행렬은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{R}_f = \hat{\mathbf{R}}_{k-1} + \frac{1}{L} (\mathbf{R}_s - \hat{\mathbf{R}}_{k-1}) \quad (31)$$

식(31)의 측정오차 공분산 행렬의 대칭을 유지하기 위하여 최종적으로 갱신되는 측정오차 공분산 행렬은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\hat{\mathbf{R}}_k = (\mathbf{R}_f + \mathbf{R}_f^T)/2 + (\mathbf{R}_f - \mathbf{R}_f^T)/2 \quad (32)$$

식(32)의 갱신된 측정오차 공분산 행렬은 k+1번째 시점에서 식(25)의 칼만 이득을 계산하는데 이용되며, 이를 통하여 측정오차 특성의 변화를

추정필터에 반영함으로써 추적필터의 성능과 안정성을 개선하게 된다.

IV. Monte Carlo 시뮬레이션

일반적인 분리형 추적필터(CDKF)와 제안한 적응형 측정오차 공분산 추정 기법을 포함한 분리형 추적필터(ADKF)에 대한 성능비교 및 검증 을 위하여 100회의 Monte Carlo 모의실험과 RMS 오차 및 ANEES 분석을 수행하였다.

모의실험에서 무인항공기는 활주로 종방향에 일치하여 등속운동 및 강하하여 착륙하는 것으로 가정하였으며, Fig 1과 같이 착륙 궤적을 갖는 것으로 모델링하였다.

SNR에 대한 측정오차 특성의 변화를 고려하기 위하여 거리에 따른 링크버짓(Link Budget) 분석과 식(6) ~ 식(8)을 이용하여 측정오차를 생성하였다. 이때 SNR 측정오차는 3dB의 표준편차를 갖는 백색잡음으로 가정하였다.

또한, RBS의 성능저하에 기인한 측정오차의 변화에 대한 제안된 추적필터의 성능을 비교하기 위하여 정상 운용 상태(SCN.1)에서의 측정오차는 2.97m의 표준편차를 갖는 백색잡음으로 가정하였으며, 비정상 운용 상태의 경우에는 각각 5배(SCN.2)와 10배(SCN.3)의 측정오차를 갖는 것으로 가정하였다.

Fig 2~4는 일반적인 분리형 칼만필터의 X, Y, Z축에 대한 RMS 오차를 SCN.1 ~ SCN.3에 대하여 각각 나타낸 것이며, Fig 5~7은 본 논문에서 제안한 분리형 추적필터의 RMS 오차를 각각 나타낸 것이다.

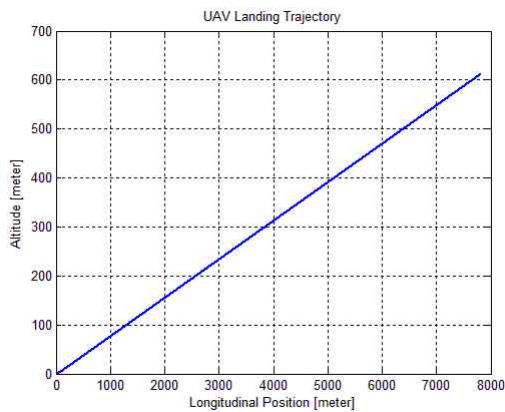


Fig 1. 무인항공기 착륙궤적

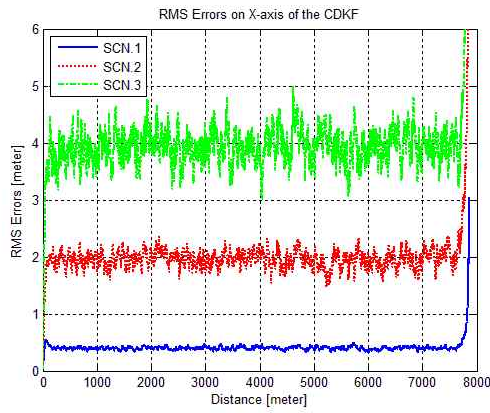


Fig 2. CDKF의 X축 RMS 오차

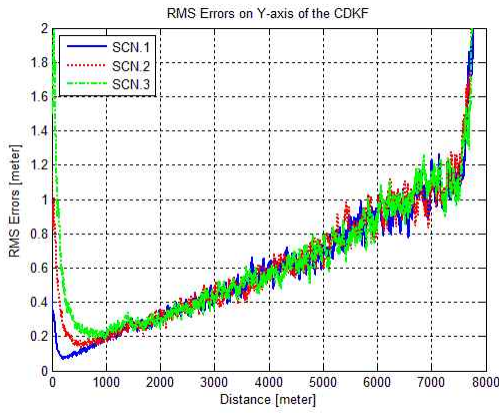


Fig 3. CDKF의 Y축 RMS 오차

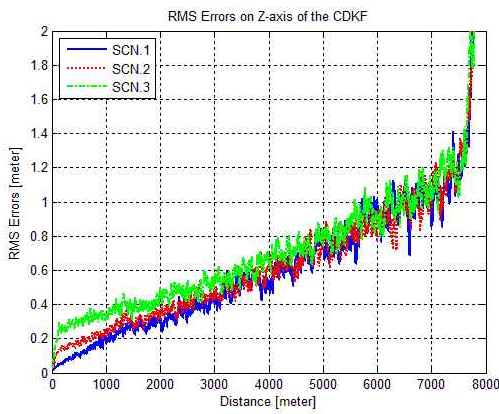


Fig 4. CDKF의 Z축 RMS 오차

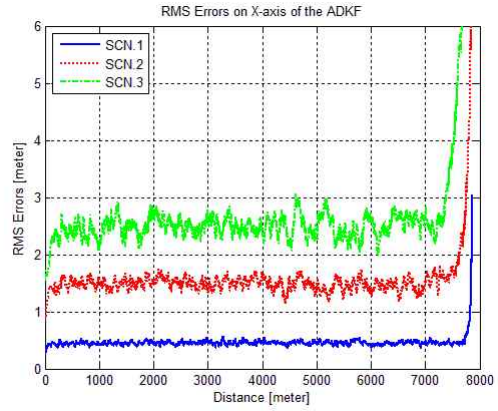


Fig 5. ADKF의 X축 RMS 오차

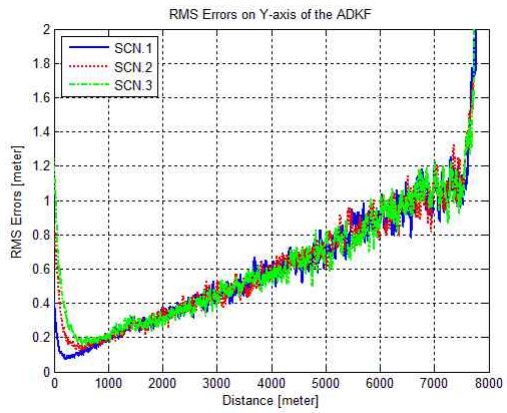


Fig 6. ADKF의 Y축 RMS 오차

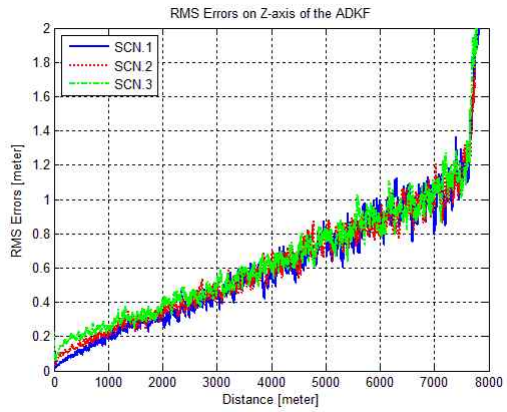


Fig 7. ADKF의 Z축 RMS 오차

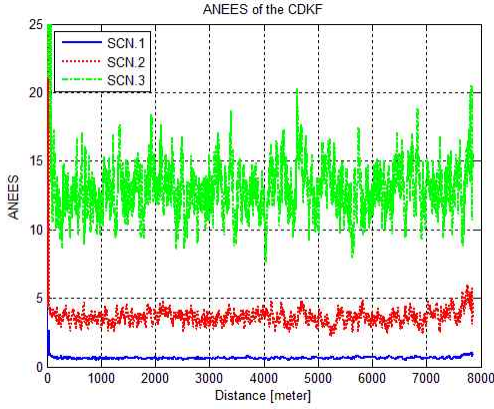


Fig 8. CDKF의 ANEES

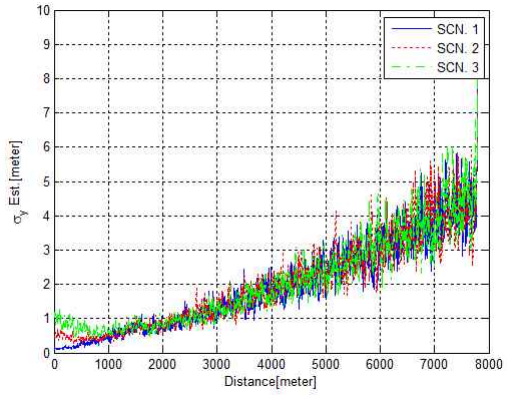


Fig 11. ADKF의 Y축 측정오차 추정 결과

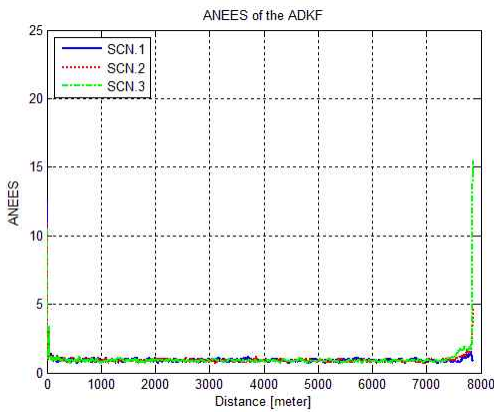


Fig 9. ADKF의 ANEES

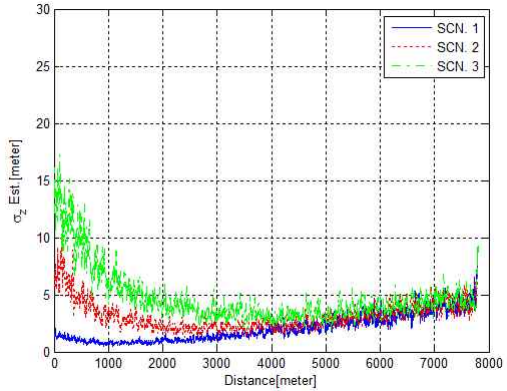


Fig 12. ADKF의 Z축 측정오차 추정 결과

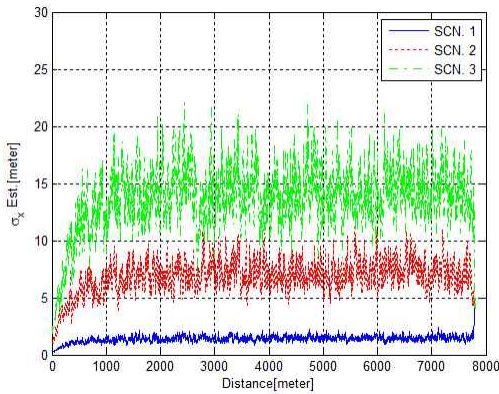


Fig 10. ADKF의 X축 측정오차 추정 결과

Fig 2~7에서 볼 수 있듯이 CDKF에 비하여 ADKF의 추적 성능은 측정오차의 변화에 강인함을 알 수 있다.

측정오차의 변화는 X축 추정오차에 가장 크게 영향을 미치며, Y축과 Z축에 대한 오차는 CDKF와 ADKF에서 유사하게 나타난다. 또한, 착지점에서 X축에 대한 오차가 Y축으로 전이되는 것을 알 수 있다. 이것은 무인항공기의 착륙궤적의 특성과 추적필터의 출력 좌표계에 기인한 것이다.

Fig 8과 9는 CDKF와 ADKF의 ANEES를 나타낸 것이다. Fig 8에서 보듯이 CDKF는 측정오차가 증가할수록 ANEES도 증가하여 추적 성능이 저하됨을 알 수 있다. 반면에 Fig 9에서 보듯이 제안된 ADKF는 유사한 ANEES를 보인다. 즉, 측정오차가 증가하여도 추적 성능은 크게 저하되지 않는 강인한 특성을 갖는다는 것을 알 수 있다. 또한 ANEES 값이 1에 가까우므로 제안된

ADKF가 CDKF에 비하여 신뢰성을 갖는다고 판단할 수 있다.

Fig 10 ~ 12는 본 논문에서 제안한 방법에 따른 측정오차의 표준편차를 추정한 결과를 나타낸 것이다. 모의실험 시나리오에 따라 측정값의 오차 특성이 달라지는 경우에도 본 논문에서 제안한 방법은 적응적으로 측정오차 특성을 추정하여 필터에 반영함으로써, 추적 정확도 개선 뿐만 아니라 필터의 안정성 향상에 기여함을 알 수 있다.

V. 결 론

본 논문에서는 분리형 추적필터에 적용하기 위한 적응형 측정오차 공분산 추정기법을 설계하고, 제안된 추적필터의 성능 분석 및 검증을 위하여 100회의 Monte Carlo 모의실험을 수행하였다. 제안된 추적필터가 기존의 분리형 추적 필터에 비하여 측정오차 특성의 변화에도 강인한 추적 성능을 가짐을 모의실험을 통하여 확인하였다. 따라서, 제안한 적응형 측정오차 공분산 추정기법을 포함한 분리형 추적필터는 측정오차 특성의 불확실성 및 다양한 요인에 의하여 측정오차 특성이 변화하는 시스템에 강인한 추적성을 제공하기 위하여 적용할 수 있을 것으로 판단된다.

참고문헌

- [1] 구원준, 김종성, "자동이착륙 무인항공기 개발 현황," 한국항공우주학회 2004년도 춘계학술 발표회 논문집, 2004년 4월, pp.705~708.
- [2] Zollo S. and Ristic B., On the choice of the Coordinate System and Tracking Filter for Track-While-Scan Mode of an Airborne Pulse Doppler Radar, DSTO-TR-0926, 1999.
- [3] Blackman S. S. and Popoli R., Design and Analysis of Modern Tracking Systems, Artech House, Norwood, MA, 1999.
- [4] Lerro D. and Bar-Shalom Y., "Tracking with debiased consistent converted measurements versus EKF," IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol.29, No.3, July 1993. pp.1015-1022.
- [5] Longbin M., et al, "Unbiased converted measurements for tracking," IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol.34, No.3, July 1998, pp.1023-1027.
- [6] Zhansheng D., Chongzhao H. and Li X. R., Comments on "Unbiased converted measurements for tracking," IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol.40, No.4, Oct. 2004, pp.1374-1377.
- [7] Fitzgerald R. J., Comments on "position, velocity and acceleration estimates from noisy radar measurements," IEE Proceedings on Communication, Radar and Signal Processing, vol.132, Part-F, Feb. 1985, pp.65-67.
- [8] Busse F. D., Simpson J. and How J. P., "Demonstration of Adaptive Extended Kalman Filter for Low Earth Orbit Formation Estimation Using CDGPS," Navigation Journal of the Institute of Navigation, Vol. 50, No. 2, Summer 2003, pp.79-94.
- [9] Ding W., Wang J. and Rizos C. "Improving Adaptive Kalman Estimation in GPS/INS Integration," The Journal of Navigation, Vol. 60, 2007, pp.517-529.
- [10] Li X. R. and Zhao Z., "Measures of performance for evaluation of estimators and filters," Proc. of 2001 SPIE Conference on Signal and Data Processing of Small Targets, Vol. 4473, Nov. 2001, pp.530-541.
- [11] X. Rong Li, Z. Zhao, V. P. Jilkov, "Estimator's Credibility and Its Measures," Proc. of 2002 International Federation of Automatic Control(IFAC), July, 2002, paper 2779.
- [12] Curry G. R., Radar System Performance Modeling, 2ed. Artech House, Nov. 2004.