

표적상태 추정기를 이용한 항공용 시선 안정화 장치의 영상기반 표적추적 제어기에 관한 연구

김성수^{*,1)} · 이부환¹⁾

¹⁾ 국방과학연구소 제3기술연구본부

A Study on an Image-Based Target Tracking Controller using a Target States Estimator for Airborne Inertially Stabilized Systems

Sungsu Kim^{*,1)} · Buhwan Lee¹⁾

¹⁾ The 3rd Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 10 October 2013 / Revised 6 May 2014 / Accepted 15 August 2014)

ABSTRACT

An Image-Based Target Tracker maintains LOS(Line Of Sight) to a target by controlling azimuth and elevation gimbals of an ISS(Inertially Stabilized System). Its controller produces the gimbals commands of the ISS using tracking errors provided by an image tracker. The control performance of the target tracker with PI controller generally used for tracking controller is limited because of bandwidth limitation by time delay yielded by image capture and processing of the image tracker. In this paper, tracking controller using target states estimator is proposed which can enhance the tracking performance under the highly dynamic maneuvering conditions of the ISS and the target. Simulation results show that the proposed method can improve the tracking performance than that with only PI controller.

Key Words : Inertially Stabilized System(시선안정화장치), Target Tracking Controller(표적추적 제어기), Target States Estimator(표적상태 추정기)

1. 서론

적외선 카메라, 주간 카메라, 레이저 센서 등을 탑재한 시선 안정화 장치(ISS : Inertially Stabilized System)는 헬기, 무인기, 전투기 등 다양한 플랫폼에 장착되어

운용자에게 관심 표적의 영상정보를 지속적으로 제공하는 기능을 가진다^{1~3)}. 이를 위해 ISS는 플랫폼의 기동에 상관없이 표적을 지속적으로 지향할 수 있어야 하며, 적외선(IR : InfraRed) 또는 전하결합소자(CCD : Charge Coupled Device) 검출기로부터 획득된 영상에서 표적의 위치를 추출하고 이를 오차로 적용하여 시선을 제어함으로써 표적을 화면 중앙에 유지시키는 영상기반 표적추적기(Image-Based Target Tracker)가 대

* Corresponding author, E-mail: kimsungsu@add.re.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

표적인 예이다.

일반적으로 ISS의 영상기반 표적추적 제어기는 안정화제어기와 추적제어기로 구성된다. 안정화제어기는 자이로 센서를 궤환 센서로 적용하여 관성 공간에서 시선을 안정화시킴과 동시에 각속도 명령을 추종하고, 추적제어기는 영상추적기로부터 표적오차를 입력 받아 시선을 표적 방향으로 지향하기 위한 각속도 명령을 생성하여 안정화제어기에 입력한다^[4,5].

PI 제어기를 적용한 추적제어기의 경우 추적성능을 향상시키기 위해 대역폭을 증가시키는 방법이 가장 일반적이다. 그러나 영상을 획득하고 획득된 영상에서 표적정보를 추출하는 과정에서 발생하는 시간지연 요소는 제어루프 내부에 위상지연을 추가하기 때문에 이득이 과도하게 클 경우 시스템의 불안정성을 초래한다. 따라서 시스템의 안정성을 고려하여 제어기의 이득을 설정할 경우 추적시스템의 대역폭은 한계를 가지게 된다^[6]. 이와 같이 제한된 대역폭으로 인해 PI 제어기를 적용한 추적시스템은 표적 및 ISS를 탑재한 플랫폼이 급격한 기동을 할 경우 추적성능이 저하된다.

본 논문에서는 표적의 상태 추정기를 이용한 추적제어기를 제안한다. 제안된 추적제어기는 기존의 PI 제어기에 피드포워드 제어기가 추가된다. Fig. 1에 나타난 바와 같이 ISS가 장착된 플랫폼과 표적의 선형 및 회전 동특성에 의해 추적오차가 발생된다. 플랫폼의 회전운동은 안정화제어기에 의해 보상되고, 추적제어기는 플랫폼과 표적과의 상대적인 선형운동에 의해 발생하는 각속도를 보상하는 형태로 동작한다. 제안된 추적제어기는 플랫폼과 표적과의 상대적인 선형운동에 의해 발생하는 각속도를 칼만필터로 추정하고, 추정된 각속도로 시선을 구동하는 피드포워드 제어기로 플랫폼 및 표적의 선형운동을 보상하고, PI 제어기는 잔여 오차를 보상하는 형태로 동작한다.

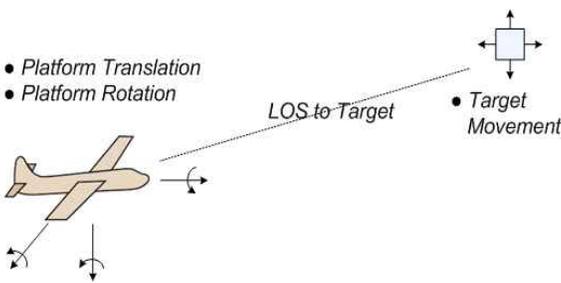


Fig. 1. Concept of tracking system

표적의 상태 추정기는 NED(North-East-Down) 좌표계에서 동작한다. 그래서 피드포워드 제어기의 각속도 명령은 ISS의 김벌 좌표계 기준으로 변환되어 최종적으로 김벌의 구동명령으로 적용된다.

제안된 추적제어기의 성능을 확인하기 위해 시뮬레이션 모델을 개발하고, 실제 비행에서 획득된 표적 및 ISS의 기동정보를 시뮬레이션 입력으로 적용하여 제안된 표적추적 제어기의 성능을 확인하였다.

2. 영상기반 표적추적 제어기

2.1 궤환제어기

ISS의 표적추적 제어기의 일반적인 구조는 Fig. 2와 같이 추적제어기와 안정화제어기로 구성된다.

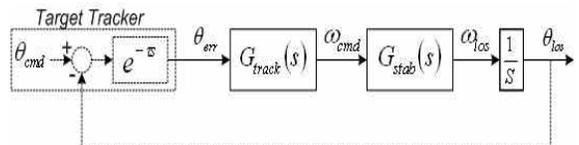


Fig. 2. Structure of conventional target tracking controller

영상추적기의 지연시간 τ 를 포함하는 표적추적 제어기의 전달함수는 식 (1)과 같으며 시간지연 요소가 시스템의 특성방정식에 영향을 미침을 알 수 있다.

$$G_{dosed}(s) = \frac{G_{track}(s)G_{stab}(s)s^{-1}e^{-\tau s}}{1 + G_{track}(s)G_{stab}(s)s^{-1}e^{-\tau s}} \quad (1)$$

추적제어기를 식 (2)와 같이 PI 제어기로 구성하여 전체 시스템을 2형으로 설계할 경우 표적추적 제어기 전달함수는 식 (3)과 같다. 이 때 안정화제어기는 일반적으로 30 Hz 이상의 개루프 대역폭을 갖도록 설계되며^[7], 제어기 구조에 따라 다소 차이는 있을 수 있으나 안정화제어기가 3형으로 설계되고 약 30° 정도의 위상여유를 가질 경우 약 60 Hz 이상의 페루프 대역폭을 가진다. 또한 추적제어기의 개루프 대역폭은 영상추적기의 지연시간 τ 의 영향으로 약 1 Hz ~ 2 Hz 수준으로 설정된다^[4]. 따라서 안정화제어기는 추적제어기의 대역폭과 비교하여 상대적으로 수십배 높게 설정되므로 $G_{stab}(s) \approx 1$ 로 둘 수 있다.

$$G_{track}(s) = k_p \frac{s + k_i}{s} \quad (2)$$

$$G_{closed}(s) = \frac{k_p(s + k_i)e^{-\tau s}}{s^2 + k_p(s + k_i)e^{-\tau s}} \quad (3)$$

영상추적기의 지연시간 τ 의 영향성을 확인하기 위해 Fig. 2의 표적추적 제어기 모델에서 추적제어기의 이득을 가변하면서 단위계단 응답을 확인하였다. 이때 안정화제어기의 개루프 대역폭은 30 Hz로 설정하였고, τ 는 영상 갱신률이 30 Hz인 영상에서 2프레임의 지연을 가진다고 가정하여 66 ms로 설정하였다. 그리고 k_i 는 1.0으로 설정하였다.

Fig. 3에서 보여지듯 이득이 과도하게 크게 설정될 경우 영상기반 표적추적 시스템이 가지는 시간지연 τ 에 의해 위상여유가 감소되어 시스템이 불안정해짐을 볼 수 있다. 따라서 PI 제어기를 추적제어기로 적용할 경우 시스템 안정성을 고려하여 약 1 Hz ~ 2 Hz 정도의 개루프 대역폭을 가지도록 이득을 설정하는 것이 적절하다.

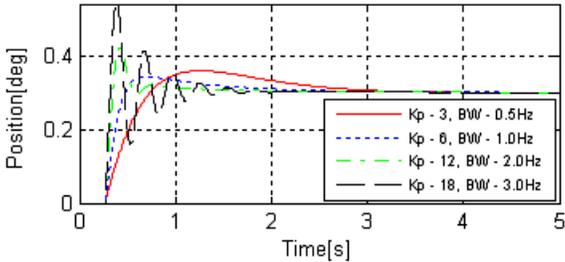


Fig. 3. Step response of conventional tracking controller composed of feedback controller

2.2 피드포워드 제어기

PI 제어기와 같은 폐환 제어기만 적용할 경우 앞서 설명된 것처럼 시간지연에 의해 추적성능이 제한되므로 피드포워드 제어기를 추가적으로 적용하여 제한사항을 극복할 수 있다. 피드포워드 제어기를 포함하는 추적제어기는 Fig. 4와 같이 입력 신호로부터 피드포워드 신호를 생성하는 피드포워드 제어기가 기존의 폐환 제어기에 추가된다. 여기에서 입력신호(θ_{cmd})는 표적의 움직임에 의해 발생하는 각도 명령이다. 안정화제어기 전달함수를 '1'로 가정하면 표적추적 제어기의 폐루프 전달함수는 식 (4)와 같다. 여기서 $G_{FF}(s)$

는 피드포워드 제어기, $G_{track}(s)$ 는 PI 제어기 기반 추적제어기이다.

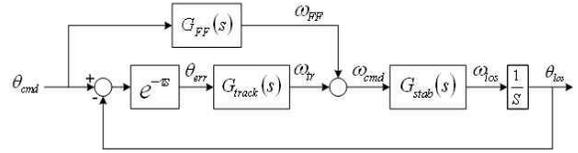


Fig. 4. Structure of tracking controller using additional feedforward controller

$$G_{c-FF}(s) = \frac{G_{FF}(s)s^{-1} + G_{track}(s)s^{-1}e^{-\tau s}}{1 + G_{track}(s)s^{-1}e^{-\tau s}} \quad (4)$$

식 (4)에서 알 수 있듯이 $G_{FF}s^{-1}$ 가 '1'이 된다면 추적제어기 전달함수는 '1'이 되어 완벽한 추적제어기가 구성된다. 따라서 $G_{FF} \approx s$ 이 되도록 피드포워드 제어기를 구성하는 것이 설계 목표가 된다.

3. 표적상태 추정기를 이용한 추적제어기

3.1 추적제어기 구조

$G_{FF} \approx s$ 이 되도록 피드포워드 제어기를 설계하는 것은 가능한 정확하게 표적의 각속도를 추정하여 안정화제어기의 각속도 명령으로 입력하는 것이다. 결국 최적의 추적제어기 설계는 표적의 상태 특히 각속도를 최적으로 추정하는 문제로 귀결된다.

본 논문에서 제안하는 표적추적 제어기의 구조는 Fig. 5와 같다. 피드포워드 제어기는 NED 좌표계 기준의 ISS 자세와 영상추적기로부터 측정되는 추적오차를 이용하여 NED 좌표계 기준으로 표적의 각속도를 추정한다. 추정된 표적의 각속도는 NED 좌표계 기준의 정보이므로 플랫폼과 표적의 선형이동 특성만을 나타내며, 이를 이용하여 피드포워드용 각속도 명령을 생성한다. 피드포워드 각속도 명령은 PI 제어기의 출력에 더해져서 안정화제어기의 각속도 명령으로 입력된다.

NED 좌표계 기준의 ISS 자세는 NED 좌표계 기준의 플랫폼 자세(Platform Att.)와 gimbal 기준면에 대한 gimbal의 각도(θ_{los})에 의해 결정되며, ISS 내부에 장착된 INS(Inertial Navigation System) 의해 측정된다. 영상

추적기로부터 측정되는 추적오차는 영상좌표계 기준의 수평, 수직 방향의 추적오차이며 좌표변환을 통해 NED 좌표계 기준의 ISS 자세 정보와 조합하여 표적의 상태를 NED 좌표계 기준으로 변환한다.

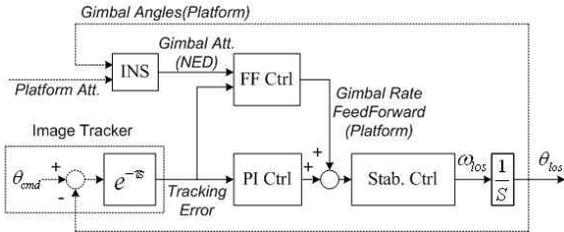


Fig. 5. Structure of proposed tracking controller using target states estimator

피드포워드 제어기 내부구조는 Fig. 6과 같다. NED 좌표계에서 플랫폼의 위치 기준 표적 방향의 방위각, 고각 각도를 칼만필터의 측정값으로 적용하였다. 이때 추적오차는 τ 만큼의 시간지연을 가지고 ISS의 자세는 카메라 내부에 장착된 INS로부터 거의 실시간으로 측정되므로 두 정보를 취합하기 위해 τ 시간 이전의 정보로 동기화가 수행된다. 추정된 표적의 상태는 τ 시간 이전의 상태이므로 현재 시점 기준으로 변환된다. 그리고 현재 시점 기준으로 변환된 표적의 상태 정보 중 각속도 정보는 ISS의 김벌 좌표계 기준으로 변환되어 안정화 제어기의 각속도 명령으로 적용된다.

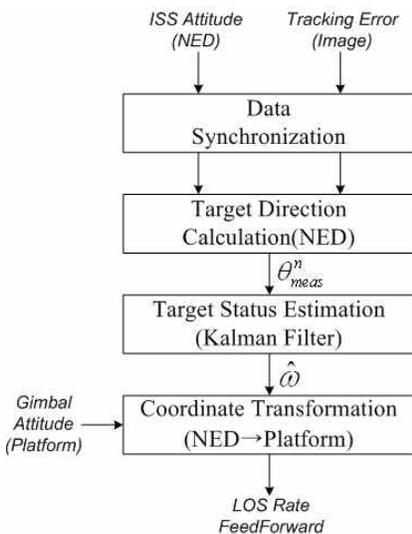


Fig. 6. Structure of feedforward controller

3.2 칼만필터를 이용한 표적상태 추정기

본 논문에서 표적상태 추정기는 플랫폼의 위치 기준의 NED 좌표계에서 동작하며 Fig. 7과 같이 플랫폼 기준으로 표적의 각도, 각속도, 각가속도를 상태변수로 정의할 경우 기하학적 비선형성을 제거하고 표적의 실제 동특성을 정밀하게 모델링 할 수 있지만 표적과의 거리정보가 필요하기 때문에 레이저거리측정기 등의 센서를 필요로 하므로 운용이 제한된다.

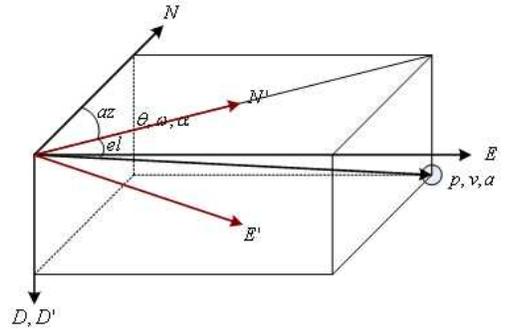


Fig. 7. Definition of target states related to NED coordinate

NED 좌표계 기준 방위각, 고각 방향의 표적 각도 ($\theta_{az}^n, \theta_{el}^n$)는 ISS의 자세와 영상추적기의 추적오차로부터 계산되어 칼만필터의 측정값으로 적용한다.

카메라 좌표계 기준 표적방향 단위벡터는

$$P_t^c = \begin{bmatrix} x_t^c \\ y_t^c \\ z_t^c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C(\epsilon_h) - S(\epsilon_h) 0 \\ S(\epsilon_h) C(\epsilon_h) 0 \\ 0 0 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C(\epsilon_v) 0 S(\epsilon_v) \\ 0 1 0 \\ -S(\epsilon_v) 0 C(\epsilon_v) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

이고, 여기서 ϵ_h, ϵ_v 는 영상추적기에서 계산되는 수평, 수직방향 추적오차이고, $S(x) = \sin(x), C(x) = \cos(x)$ 를 의미한다.

카메라 좌표계 기준 표적방향 단위벡터(P_t^c)는 식 (6)과 같이 NED 좌표계 기준으로 변환한다.

$$P_t^n = \begin{bmatrix} x_t^n & y_t^n & z_t^n \end{bmatrix}^T = C_c^n P_t^c \quad (6)$$

$$C_c^n = \begin{bmatrix} C(h) - S(h) 0 \\ S(h) C(h) 0 \\ 0 0 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C(p) 0 S(p) \\ 0 1 0 \\ -S(p) 0 C(p) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C(r) - S(r) \\ 0 & S(r) & C(r) \end{bmatrix}$$

여기서 h, p, r 은 각각 카메라에 장착된 INS로부터 측정되는 카메라의 자세정보로서 heading, pitch, roll이다.

NED 좌표계 기준 표적방향 단위벡터(P_t^n)는 식 (7)과 같이 방위각, 고각 방향 각도로 변환된다.

$$\theta_{az}^n = \text{atan2}(y_t^n, x_t^n) \quad (7)$$

$$\theta_{cl}^n = \text{atan}\left(\frac{-z_t^n}{\sqrt{(x_t^n)^2 + (y_t^n)^2}}\right)$$

칼만필터는 표적의 상태 추정을 위해 일반적으로 가장 많이 사용되는 신호처리 기법으로서 상태 및 측정모델은 각각 식 (8)과 같다.

$$x(k+1-\tau) = Fx(k-\tau) + Gw(k-\tau) \quad (8)$$

$$z(k-\tau) = Hx(k-\tau) + v(k-\tau)$$

$x(k-\tau)$ 는 $k-\tau$ 시간의 상태벡터이고, F 와 G 는 각각 상태전이행렬, 잡음이득행렬이다. $z(k-\tau)$ 는 $k-\tau$ 시간의 측정값이고 H 는 측정행렬이다. $w(k-\tau)$ 와 $v(k-\tau)$ 는 각각 시스템 및 측정값의 외란으로 평균이 '0'인 백색잡음으로 가정한다.

상태 변수는 다음과 같이 NED 좌표계 기준 방위각, 고각 방향의 각도, 각속도, 각가속도로 설정하였다.

$$x(k-\tau) = [\theta_{az}^n \ \omega_{az}^n \ \alpha_{az}^n \ \theta_{cl}^n \ \omega_{cl}^n \ \alpha_{cl}^n]^T \quad (9)$$

샘플링이 시간 간격 T 마다 이루어질 경우 상태전이행렬(F), 잡음이득행렬(G), 측정행렬(H)은 각각 다음과 같다.

$$F = \begin{bmatrix} 1 & T & T^2/2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & T & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & T & T^2/2 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} T^3/6 & 0 \\ T^2/2 & 0 \\ T & 0 \\ 0 & T^3/6 \\ 0 & T^3/6 \\ 0 & T \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

이 때 $Gw(k-\tau)$ 의 공분산은 식 (11)과 같다.

$$Q = G\sigma_w^2 G^T \quad (11)$$

$$= \sigma_w^2 \times \begin{bmatrix} T^6 & T^5 & T^4 & 0 & 0 & 0 \\ 36 & 12 & 6 & 0 & 0 & 0 \\ T^5 & T^4 & T^3 & 0 & 0 & 0 \\ 12 & 4 & 2 & 0 & 0 & 0 \\ T^4 & T^3 & T^2 & 0 & 0 & 0 \\ 6 & 2 & T^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{T^6}{36} & \frac{T^5}{12} & \frac{T^4}{6} \\ 0 & 0 & 0 & \frac{T^5}{12} & \frac{T^4}{4} & \frac{T^3}{2} \\ 0 & 0 & 0 & \frac{T^4}{6} & \frac{T^3}{2} & T^2 \end{bmatrix}$$

칼만필터를 이용한 표적 상태 추정 결과는 τ 이전 시간의 상태이므로 현재 시점 기준의 상태 정보로 변환되어야 한다. ISS와 표적은 등각가속도로 기동한다고 가정하여 식 (12)와 같이 현재 시점 기준 표적의 상태 정보로 변환할 수 있다.

$$\hat{\omega}_{az}^n(k) = \hat{\omega}_{az}^n(k-\tau) + \hat{\alpha}_{az}^n(k-\tau)\tau \quad (12)$$

$$\hat{\omega}_{cl}^n(k) = \hat{\omega}_{cl}^n(k-\tau) + \hat{\alpha}_{cl}^n(k-\tau)\tau$$

3.3 김벌 구동명령 생성

표적상태 추정기에서 추정된 NED 좌표계 기준 표적 상태 정보 중 각속도 정보를 김벌 구동명령으로 적용한다. ISS는 헬기, 무인기, 전투기 등에 장착되어 운용됨에 따라 장착면 기준으로 방위각, 고각 방향으로 다양한 자세를 가지게 된다. 따라서 NED 좌표계 기준 표적 각속도 정보는 ISS의 김벌 좌표계 기준 구동명령으로 변환되어야 한다.

김벌좌표계 기준 ISS의 방위각, 고각 방향 김벌 각도를 $\theta_{az}^g, \theta_{cl}^g$ 이라 하고, NED 좌표계 기준 표적 각속도를 $\omega^n = [0 \ \omega_{cl}^n \ \omega_{az}^n]^T$ 라 하면 김벌 좌표계 기준 각속도 명령 $\omega^g = [\omega_r^g \ \omega_{cl}^g \ \omega_{az}^g]^T$ 은 식 (13)과 같다.

$$\omega^g = C_c^g C_n^c \omega^n \quad (13)$$

$$C_c^g = \begin{bmatrix} C(-\theta_{az}^g) & S(-\theta_{az}^g) & 0 \\ -S(-\theta_{az}^g) & C(-\theta_{az}^g) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C(-\theta_{cl}^g) & 0 & -S(-\theta_{cl}^g) \\ 0 & 1 & 0 \\ S(-\theta_{cl}^g) & 0 & C(-\theta_{cl}^g) \end{bmatrix}$$

$$C_n^c = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C(r) & -S(r) \\ 0 & S(r) & C(r) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C(p) & 0 & -S(p) \\ 0 & 1 & 0 \\ S(p) & 0 & C(p) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C(h) & S(h) & 0 \\ -S(h) & C(h) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

ISS의 구동축은 방위각, 고각만 있으므로 $\omega_{az}^g, \omega_{el}^g$ 을 각각 방위각, 고각 방향 각속도 명령으로 적용한다. ω_r^g 은 구동축이 없으므로 영상의 회전으로 나타나게 된다.

4. 시뮬레이션

4.1 시뮬레이션 모델

제안된 추적제어기의 성능을 확인하기 위해 Fig. 8과 같이 시뮬레이션 모델을 개발하였다. 성능 분석용 시뮬레이션 모델은 시뮬레이션 입력 모델, INS 모델, 영상추적기 모델, 추적제어기 모델, 안정화제어기 모델로 구성된다. 시뮬레이션 입력 모델은 플랫폼의 항법정보(위도, 경도, 고도, heading, pitch, roll)와 표적 위치정보(위도, 경도, 고도)를 생성하여 각각 INS 모델과 영상추적기 모델로 입력한다. INS 모델은 플랫폼의 항법정보, ISS의 감별 각도를 이용하여 카메라에 장착된 INS의 기능을 모사하여 카메라의 위치, 속도, 자세, 각속도를 출력한다. 영상추적기 모델은 INS의 위치/자세, 표적의 위치를 이용하여 카메라의 시선 기준 표적의 위치를 계산하여 추적오차를 생성한다. 추적제어기는 카메라의 자세, 추적오차, 감별 각도를 이용하여 감별 각속도 명령을 생성하고, 안정화제어기 모델은 카메라의 각속도 외란을 제거함과 동시에 각속도 명령을 추종하는 기능을 한다. 이 때 INS 모델로부터 생성된 카메라의 각속도가 외란으로 입력된다. INS와 영상추적기 모델은 이상적인 모델로 설정하였다.

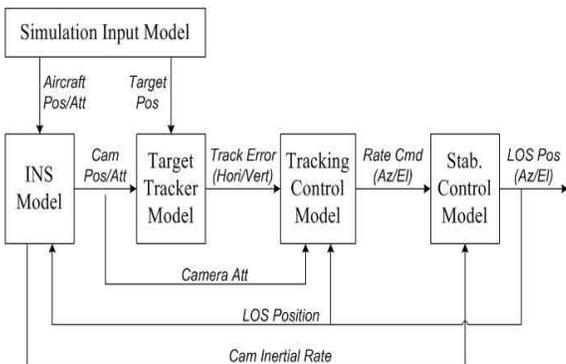


Fig. 8. Structure of simulation model for analysis of tracking performance

4.2 시뮬레이션 입력

플랫폼의 위치/자세 그리고 표적의 위치정보가 시뮬레이션 입력으로 적용된다. 플랫폼 및 표적의 급격한 기동 조건에서의 추적제어기 성능을 확인하기 위해 2대의 헬기가 편대비행 하면서 획득된 일정시간 동안의 헬기의 항법정보를 입력으로 적용하였다.

전방에서 비행하는 헬기를 표적으로 설정하고 후방에서 비행하는 헬기에 ISS가 장착되어 있는 것으로 가정하였다. Fig. 9는 전/후방 헬기의 위치를 나타내고, Fig. 10은 후방 헬기의 자세를 나타낸다.

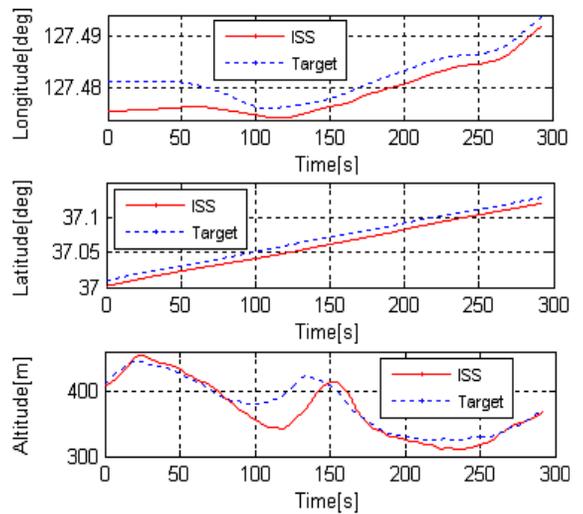


Fig. 9. Position of target and platform

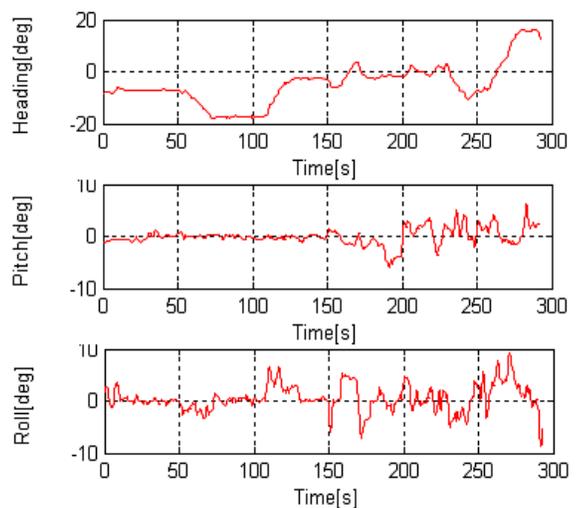


Fig. 10. Attitude of platform

각각의 헬기는 약 90 knot의 속도로 비행하고 있으며, 전/후방 헬기간 거리는 Fig. 11과 같이 0.9 ~ 1.2 km 정도로 유지되고 있다.

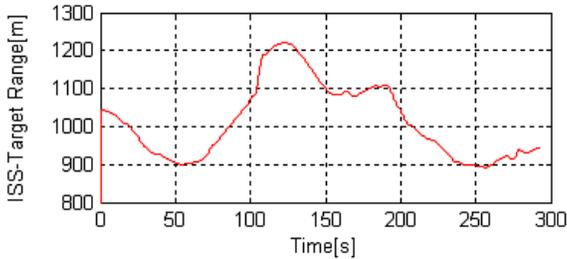


Fig. 11. Distance between target and platform

4.3 시뮬레이션 결과

Fig. 12는 PI 제어를 적용한 경우와 표적 상태 추정기를 적용한 경우의 추적 오차를 비교한 결과이다. PI 제어기만 적용하였을 경우 추적오차는 방위각, 고각 각각 0.01, 0.006 °rms 정도이나, 제안된 추적제어기를 적용할 경우 추적오차는 방위각, 고각 각각 0.0004, 0.001 °rms 정도이다. 표적의 상태를 추정하여 피드포워드 김벌 구동 신호를 추가적으로 적용함으로써 플랫폼 및 표적의 급격한 기동 조건에서도 추적 성능은 만족할 만한 수준을 보여준다.

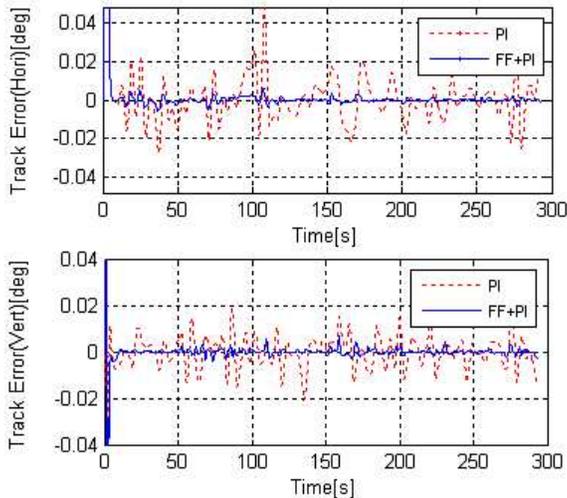


Fig. 12. Comparison of tracking performance

Fig. 13은 PI 제어기와 피드포워드 제어기의 출력을 나타낸다. 피드포워드 제어기가 표적의 기동 상태를

추정하여 표적을 추적하기 위한 구동 명령을 주도적으로 생성하고, PI 제어기는 잔여오차를 보상하는 형태로 작동함을 알 수 있다.

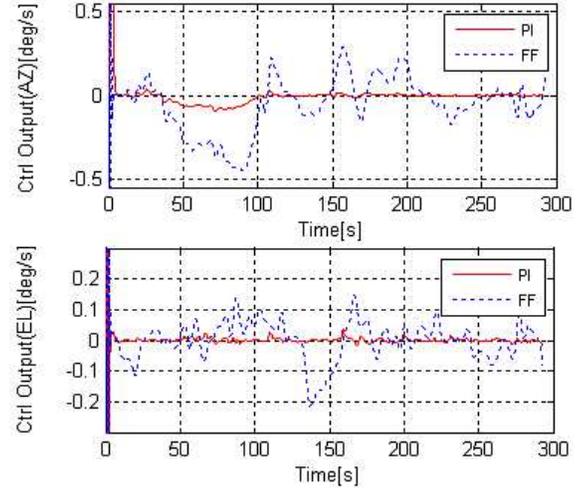


Fig. 13. Control output(rate command for stabilization controller) of tracking controller

5. 결론

본 논문에서는 시선을 표적 방향으로 지향하기 위해 표적의 상태 추정기를 이용한 영상기반 표적추적 제어 방법을 제안하였다. 칼만필터를 이용하여 표적상태를 추정하는 추적필터를 설계하고 추정된 표적상태를 이용하여 표적을 추적하기 위한 김벌 구동 명령을 생성하여 피드포워드로 적용함으로써 추적성능을 향상시킬 수 있었다.

추적제어기 성능을 분석하기 위한 시뮬레이션 모델을 개발하고 실제 비행에서 획득된 플랫폼 및 표적의 기동정보를 이용하여 추적성능 시뮬레이션을 수행하였다. 기존의 PI 제어를 적용한 경우의 추적오차는 방위각, 고각 각각 0.01, 0.006 °rms 정도이나, 본 논문에서 제안한 방법을 적용한 경우의 추적오차는 방위각, 고각 각각 0.0004, 0.001 °rms 정도로 측정되었다. 표적상태 추정기를 이용한 피드포워드 제어기를 기존 PI 제어기에 추가 적용함으로써 추적 성능은 10배 정도 향상되었다.

제안된 표적상태 추정기를 적용한 추적제어기는 향후 무인기, 전투기 등에 장착되는 정밀 추적 시스템에

유용하게 적용 가능할 것으로 판단된다.

본 논문에서 수행한 시뮬레이션에서는 추적오차를 측정하는 영상추적기와 ISS의 자세를 측정하는 INS를 이상적인 모델로 설정하였다. 실제 시스템에 적용할 경우 영상추적기 및 INS는 측정 오차가 다소 포함될 것으로 예상되고, 그로 인해 추적 성능이 다소 저하될 수 있을 것으로 판단된다. 향후 실제 시스템을 이용하여 실험적으로 제안된 방법의 성능을 확인할 예정이다.

References

- [1] K. James Held, Brendan H. Robinson, "TIER II Plus Airborne EO Sensor LOS Control and Image Geolocation," IEEE Proceeding on Aerospace and Electronic Systems, pp. 377-405, 1997.
- [2] M. Masten, "Inertially Stabilized Platforms for Optical Imaging Systems: Tracking Dynamic Targets with Mobile Sensors", IEEE Control Syst. Mag., Vol. 28, No. 2, pp. 377-405, 2008.
- [3] J. M. Hilkert, "Inertially Stabilized Platform Technology: Concepts and Principles," IEEE Control Syst. Mag., Vol. 28, No. 2, pp. 22-46, 2008.
- [4] Mark A. McEver, James E. Kimbrell, "Tracking Filter Algorithm for Automatic Video Tracking," Acquisition, Tracking, and Pointing XX, Proc. of SPIE., Vol. 6238, pp. 1-7, 2006.
- [5] Hurak. Z, Rezac. M., "Control Design for Image Tracking with an Inertially Stabilized," Automatic Target Recognition XX; Acquisition, Tracking, Pointing, and Laser Systems Technologies XXIV; Optical Pattern Recognition XXI, Proc. of SPIE, Vol. 7696, pp. 1-12, 2010.
- [6] Tao Tang, Jiaguang Ma, Ge Ren, Chenyu Fu, "Compensating for Some Errors Related to Time Delay in a Charge-Coupled-Device-Based Fast Steering Mirror Control System using a Feedforward Loop," Opt. Eng., Vol. 49, No. 7, 073005, 2010.
- [7] J. Park, Y. Kim, B. Jeon, "A Controller Design using the Disturbance Observer for the Airbone Stabilized Platform," KIMST Annual Conference Proceedings, pp. 1416-1421, 2009.