



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(6), 431-441(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.6.431

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

오버슈트 탐지 로직 및 피드포워드 외란관측기를 활용한 제어 성능 개선 연구

이한빛¹, 임승한²Control Performance Improvement Using Overshoot Detecting Logic
and Feedforward Disturbance ObserverHanbit Lee¹ and Seunghan Lim²

Agency for Defense Development

ABSTRACT

In this paper, we propose a new method using a feedforward disturbance observer that guarantees stability and robustness about the effects of external disturbance and model uncertainty. The method is consist of a disturbance observer, a feedforward controller, and an overshoot detecting logic. It has an advantage of reducing the excessive overshoot by external disturbance and model uncertainty. Also, it is easy to adjust the control gain due to a simple structure. In order to verify the effectiveness of a new method, simulation results are given for longitudinal model of F-16 aircraft. By reflecting a various of model uncertainties, the stability and the robustness are guaranteed. Finally, the stability and the robustness of the proposed method are verified using root locus plot and bode plot.

초 록

이 논문에서 제안된 새로운 제어 기법은 외부 외란 및 모델 불확실성으로 인해 발생하는 오버슈트를 줄여주어 제어기의 안정성 및 강건성을 보장하기 위하여 제안되었다. 제안된 제어 기법은 외란 관측기와 피드포워드 제어기, 그리고 오버슈트 탐지기로 구성되며, 간단한 구조로 구성되어 있으므로 제어 이득 설계가 용이한 장점이 있다. 이를 보이기 위해서 F-16 비행체의 종축 모델을 대상으로 시뮬레이션을 수행하였다. 또한 3가지 형태의 불확실성 모델을 반영해봄으로써 제어 성능 및 안정성을 보장할 수 있음을 확인하였으며, 루트 로커스 선도와 보드 선도를 이용하여 제안된 기법의 강인성 및 안정성을 검증하였다.

Key Words : Feedforward Disturbance Observer(피드포워드 외란관측기), Overshoot Detecting Logic(진동 탐지 로직), Model Uncertainty(모델 불확실성)

1. 서 론

제어 상실로 인한 사고는 항공기 사고 중에서 가장 치명적인 사고로 분류된다[1]. 이러한 이유로 제

어시스템에 대한 안정성과 신뢰성을 보장하기 위해서는 시스템 모델을 검증하는 단계가 요구된다. 하지만 제어 상실 사고는 예측 가능한 비행조건을 벗어나는 경우에 주로 발생하므로 시뮬레이션을 통해서

† Received : February 21, 2020 Revised : May 13, 2020 Accepted : May 20, 2020

¹ Researcher, ² Senior Researcher

² Corresponding author, E-mail : shlim@add.re.kr

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

모델링하는데 한계가 있다[2].

최근까지도 모델 불확실성의 영향에 대한 제어 시스템의 강건성 확보를 위해서 강인 제어 기법을 활용한 연구가 진행되어왔다. 그중에서도 관측기를 이용한 강인 제어 기법 연구가 활발히 진행되고 있으며 선행연구에서는 백스테핑제어[3], 슬라이딩 모드 제어[4], 칼만 필터[5], 외란 관측기[6] 등을 적용한 기법을 제안하였으며, 이와 같은 연구들은 관측기를 이용하여 외부 외란과 모델 불확실성의 영향을 추정하고 보상하는 대표적인 기법들이다.

관측기를 활용한 제어 기법 중에서 외란 관측기는 간단한 구조와 훌륭한 제어 성능으로 테이블 머신, 산업용 로봇의 조인트 제어 등의 모션제어 기술에 널리 적용되었다. 특히 최근에는 반도체 제조 공정, 가정 로봇의 햅틱 모션 제어, 6자유도 정밀 스테이지, 수술용 로봇 등과 같은 분야에도 널리 적용되고 있다 [7]. 이외에도 높은 안정성과 정확도를 요구하는 뱅크-투-턴(Bank-to-Turn) 미사일과 고정익 UAV(Unmanned Aerial Vehicle)와 같은 유도무기 및 항공 분야에도 적용되고 있다[8,9].

외란 관측기의 구조는 기준 응답과 외란 응답이 독립적으로 분리되어 있다. 그러므로 기준값 추종 성능과 외란 제거 성능은 각각 피드백 제어기와 피드포워드 제어기의 제어 이득을 조정함으로써 제어 성능을 조절할 수 있어 설계 시 편리함을 제공한다. 그런데 외란 관측기 구조는 정확한 공칭 모델을 획득할 수 없다면 제어 성능이 저하될 수 있으며[10], 모델 불확실성이 있는 상황에서 외란관측기만 포함된 제어기는 제어 성능 저하뿐만 아니라 불안정해지는 것을 시뮬레이션을 통해 확인하였다. 일반적으로 항공기를 위한 제어기 이득은 5% 이내의 오버슈트 조건을 만족하도록 설계되지만, 구동기 장착 오차 또는 모델(질량, 관성량, 무게중심, 공력 등) 오차 등으로 인해서 안정성(이득 여유 및 위상 여유 등)이 부족해지면서 오버슈트 또는 발산하는 응답특성을 보일 수 있다.

이 논문에서는 이런 한계점을 극복하고자, 모델 불확실성이 존재하는 비행 중에 제어기 구조나 이득에 큰 변화 없이 성능 및 안정성을 보완할 수 있는 새로운 제어 기법을 제안하였고, 이를 피드포워드 외란 관측기(이하, FF-DOB)라 부른다. FF-DOB는 외란 관측기와 피드포워드 제어기, 그리고 오버슈트 탐지기로 구성되며, 오버슈트 탐지기는 기준보다 큰 오버슈트 반응이 나타나는 지를 탐지하며, 이 조건을 넘어서는 순간 피드포워드 제어기의 제어 입력을 인가해 주도록 하여 과도한 오버슈트를 줄일 수 있도록 한다. 이러한 특징으로 인해 외부 외란 및 모델 불확실성의 영향에도 강건성을 유지함으로써 제어기의 안정성 및 제어 성능을 보장할 수 있다.

제안된 제어 기법의 실효성을 검증하기 위해서 F-16 비행체의 종축 모델을 대상으로 시뮬레이션을

수행하였으며, 외부 외란 및 모델 불확실성의 영향을 받는 환경 조건에서 강인성 및 안정성을 보장할 수 있음을 확인하였다. 또한, 루트 로커스 선도와 보드 선도를 이용하여 제안된 기법의 강인성 및 안정성을 검증하였다.

본 논문은 총 4절로 서술된다. 2절에서는 제안된 피드포워드 외란관측기 구조를 상세히 소개하며, 안정성을 검증한다. 3절에서는 F-16 비행체 모델을 대상으로 수행한 시뮬레이션 결과를 분석하고, 루트 로커스 및 보드 선도를 이용하여 강인성 및 안정성을 검증한다. 마지막으로 4절에서는 결론 및 향후 계획으로 마무리한다.

II. 제어 시스템 구조

2.1 피드포워드 외란관측기

본 절에서는 피드포워드 외란관측기를 소개하기에 앞서 외란관측기를 간략히 설명한다. 외란관측기의 구조는 Fig. 1과 같으며 외란관측기는 외부 외란(d) 및 모델 불확실성을 추정하고 추정된 외란(\hat{d})을 제어 입력 단에 더해줌으로써 외부 외란 및 모델 불확실성에 의한 영향을 보상한다. Fig. 1에서 전달함수 $Q(s)$ 는 DC 이득이 1인 저역통과필터이며, 식 (1)과 같다.

$$Q(s) = \frac{1}{(\tau_q s + 1)^n} \quad (1)$$

여기서, n 은 필터의 최고 차수를 나타내며, τ_q 는 필터의 차단 주파수를 결정하는 양의 시정수이다.

전달함수 $Q(s)$ 의 필터 차수는 공칭 모델의 차수보다 크거나 같도록 설계한다[6]. 다음으로 Fig. 1의 구조에서 입력신호 r 에서 출력신호 y 로의 전달 함수는 아래와 같다.

$$\begin{aligned} \frac{Y(s)}{R(s)} &= \frac{C(s)P(s)}{1 + Q(s) - Q(s)P_n^{-1}(s)P(s) + C(s)P(s)} \\ \frac{Y(s)}{D(s)} &= \frac{(1 - Q(s))P(s)}{1 + Q(s) - Q(s)P_n^{-1}(s)P(s) + C(s)P(s)} \end{aligned} \quad (2)$$

여기서, $Y(s) = Y_r(s) + Y_d(s)$ 이며, $Y_r(s)$ 과 $Y_d(s)$ 는 각각 $\frac{Y(s)}{R(s)}$ 과 $\frac{Y(s)}{D(s)}$ 를 의미한다. 식 (2)에서 모델 불확실성이 없는 조건인 $P(s) = P_n(s)$ 일 때, 전달함수는 아래와 같다.

$$\begin{aligned} \frac{Y(s)}{R(s)} &= \frac{C(s)P(s)}{1 + C(s)P(s)} \\ \frac{Y(s)}{D(s)} &= \frac{(1 - Q(s))P(s)}{1 + C(s)P(s)} \end{aligned} \quad (3)$$

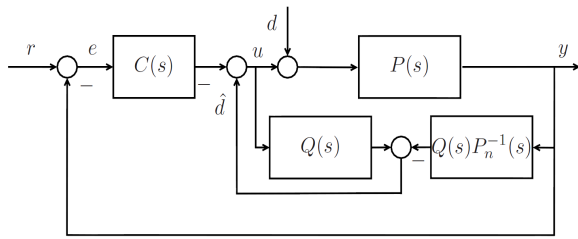


Fig. 1. Block diagram of control systems with DOB

식 (3)에서 전달함수 $Y_d(s)$ 는 정상상태조건에서 식 (4)와 같다. 식 (4)가 의미하는 것은 저주파수 외란이 점진적으로 제거되는 것을 말한다. 이는 외란에 의한 영향에도 추종성을 향상시킬 수 있음을 의미하며, 이것이 외란관측기의 장점이라고 할 수 있다.

$$\lim_{\omega \rightarrow 0} Y_d(j\omega) = 0 \tag{4}$$

이제, 새롭게 제안된 피드포워드 외란관측기를 소개한다. 피드포워드 외란관측기는 외란관측기의 향상된 구조이며, 그 구조는 Fig. 2와 같다. 피드포워드 외란관측기는 외란관측기, 오버슈트 탐지 로직, 그리고 피드포워드 제어기로 구성된다. Fig. 2에서 전달함수 $P(s), C_1(s), C_2(s), P_n(s), M(s)$ 는 각각 물리 시스템, PI 제어기, 피드포워드 제어기, 공칭 모델, 모델 불확실성을 의미한다. Fig. 2에서 블록 D는 오버슈트 탐지 로직을 나타내는 블록이며, 제어 입력 신호 u 를 기준으로 판단된 논리 신호를 출력하는 로직이다. 전달함수 $C_1(s), C_2(s)$ 는 아래와 같다.

$$C_1(s) = k_p + k_i \frac{1}{s} \tag{5}$$

$$C_2(s) = K$$

여기서, k_p, k_i, K 는 각각 비례 이득, 적분 이득, 피드포워드 제어 이득을 의미한다.

Figure 2의 입력 및 출력 신호 r, \bar{r}, y 는 각각 시스템의 기준값, 피드포워드 외란관측기 기준값, 시스템 출력을 나타낸다. 내부 신호 e, u, u_1, l, \hat{d} 는 각각 추

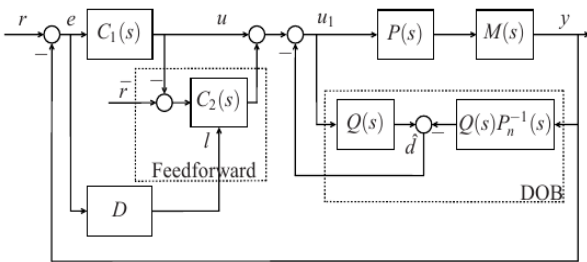


Fig. 2. Block diagram of control systems with FF-DOB

종 오차, 제어기 출력, 제어 입력, 탐지 논리 신호, 추종 외란을 나타낸다. \bar{r} 는 피드포워드 외란관측기에 입력되는 명령에 해당하는 값으로써 일반적으로는 시스템 기준값인 r 과 같은 값을 사용한다.

Figure 2의 오버슈트 탐지 로직에 대한 순서도는 Fig. 3과 같으며, $e[T], A[T]$ 는 각각 샘플링 시간 T 에서의 추종 오차 및 오버슈트를 나타내고 A_{TH} 는 사용자가 정의하는 오버슈트 한계값을 의미한다. 오버슈트 한계값은 몬테카를로 시뮬레이션 결과와 비행시 험데이터 등을 활용하여 결정될 수 있으며, 본 논문에서는 시뮬레이션 결과를 바탕으로 한계값을 1로 설정하였으며, 설계자가 생각하는 오버슈트의 양으로 설정한다.

오버슈트 탐지 로직은 오버슈트의 진폭 크기를 바탕으로 제어 성능을 판단하므로 오버슈트 데이터가 필요하다. 오버슈트 탐지 로직이 동작되면 오버슈트 데이터 값을 획득하기 위해서 현재 스텝의 오차 값과 한 스텝 전의 오차 값의 차이가 0보다 큰 시점의 데이터를 $A[T]$ 변수에 저장한다. 만약 오버슈트가 한계 값보다 클 경우에는 오버슈트를 탐지하는 플래그 (Flag)가 인가되면 피드포워드 외란관측기가 동작한다. 이와 반대로 오버슈트가 한계 값보다 작으면 플래그가 해제되면서, 피드포워드 외란관측기는 동작하지 않는다.

다음으로 피드포워드 제어기의 동작방법에 대해서 설명한다. 피드포워드 제어기는 Fig. 2에서 오버슈트 탐지기의 출력 신호(l)에 의해서 피드포워드 제어기의 동작 유무가 결정된다.

한계값을 초과하는 오버슈트가 발생할 경우에는 피드포워드 제어기의 제어이득 K 값이 0과 1 사이의 값이 되도록 오버슈트 탐지기의 출력 신호(l)를 생성한다.

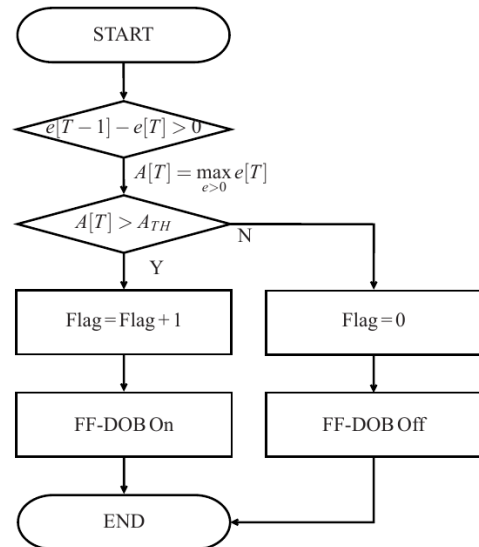


Fig. 3. Overshoot Detecting Logic Diagram

이와 반대로 오버슈트가 작다고 판단할 경우에는 K 값은 0이 되어 전달함수 $C_2(s)$ 가 동작하지 않도록 오버슈트 탐지기의 출력신호(l)가 생성된다. 결국, K 값이 0일 때 Fig. 2의 구조는 Fig. 1의 외란관측기 구조와 동일하다.

2.2 안정성 분석

다음으로 피드포워드 외란관측기의 안정성 분석을 수행한다. 입력신호 r, \bar{r} 에 대한 출력 신호 y 로의 전달 함수는 아래와 같다.

$$\begin{aligned} \frac{Y(s)}{R(s)} &= \frac{M(s)C(s)P(s)}{1+M(s)Q(s)+(1-K)P(s)M(s)C(s)-Q(s)} \\ \frac{Y(s)}{\bar{R}(s)} &= \frac{KP(s)M(s)}{1+M(s)Q(s)+(1-K)P(s)M(s)C(s)-Q(s)} \end{aligned} \quad (6)$$

해석상의 편리함을 위해 전달함수 $P(s)$ 는 시스템의 거동을 잘 표현할 수 있는 표준 2차 전달 함수의 형태인 식 (7)로 가정하였다.

$$P(s) = \frac{N_p(s)}{D_p(s)} = \frac{w_n^2}{s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2} \quad (7)$$

여기서, w_n 은 고유진동수(Natural frequency)를 의미하고 0보다 큰 값이며, ζ 는 감쇠비(Damping ratio)를 의미하고 0보다 크거나 같은 값을 가진다.

식 (6)의 전달함수를 보면 모델 불확실성을 나타내는 전달함수 $M(s)$ 를 특정할 수 없기 때문에 본 논문에서는 Fig. 2의 전달함수 $M(s)$ 를 Fig. 4와 같이 외부 외란으로 변환하여 분석하였다.

Figure 4에서 모델 불확실성 전달함수 $M(s)$ 를 외부외란의 형태인 d_M 으로 변환하였으며, 변환 전과 후의 신호가 동일함을 알 수 있다.

$$y = M(s)P(s)u_3 = (u_3 + d_M)P(s) \quad (8)$$

이제, Fig. 4에서 입력신호 r 에서 출력 신호 y 로의 전달 함수를 구하면 아래와 같다.

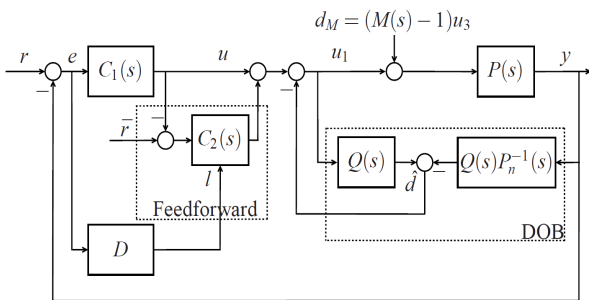


Fig. 4. An equivalent structure with the system of FF-DOB(Conversion of a transfer function $M(s)$ to input signal d_M)

$$\frac{Y(s)}{R(s)} = \frac{C_1(s)P(s)(1-K)}{1+C_1(s)P(s)(1-K)} \quad (9)$$

식 (9)에 대한 상세한 분석을 위해서 우리는 식 (7)을 식 (9)에 대입하였고 그 결과는 식 (10)과 같다.

$$\frac{Y(s)}{R(s)} = \frac{K_1 w_n^2 (k_p s + k_i)}{s^3 + 2\zeta w_n s^2 + w_n^2 (1 + k_p K_1) s + w_n^2 k_i K_1} \quad (10)$$

여기서, $K_1 = 1 - K$ 이다.

식 (10)의 전달함수를 통해서 알 수 있는 것은 기존 외란관측기의 전달함수에서 $1-K$ 라는 항이 새롭게 추가되어, 제어 이득 K 를 조정함으로써 특성방정식의 극점 위치를 변경할 수 있다. 단, 제어 이득 K 값의 범위는 특성방정식의 모든 계수가 양수가 될 수 있도록 0에서 1의 범위로 제한된다.

다음으로 Fig. 4에서 입력신호 \bar{r} 와 d_M 에서 출력 신호 y 로의 전달함수를 구하기 위해서 Fig. 4의 구조를 Fig. 5의 등가 구조로 변환하였다.

Figure 5의 등가 구조를 이용하여 입력신호 \bar{r}, d 에 대한 출력 신호 y 의 전달 함수는 아래와 같다.

$$\frac{Y(s)}{\bar{R}(s)} = \frac{(1-K)P(s)}{(1-K)C_1(s)P(s)} \quad (11)$$

$$\frac{Y(s)}{D(s)} = \frac{(1-(1-K)Q(s))P(s)}{(1-K)C_1(s)P(s)}$$

여기서, $Y(s) = Y_r(s) + Y_d(s)$ 이며, $Y_r(s)$ 과 $Y_d(s)$ 는 각각 $\frac{Y(s)}{\bar{R}(s)}$ 과 $\frac{Y(s)}{D(s)}$ 를 의미한다.

식 (11)에 대한 상세한 분석을 위해서, 우리는 식 (1)과 식 (7)을 식 (11)에 대입하였고, 그 결과는 식 (12)와 같다.

$$\begin{aligned} \frac{Y(s)}{\bar{R}(s)} &= \frac{K_1 s w_n^2}{s^3 + 2\zeta w_n s^2 + w_n^2 s + K_1 (k_p s + k_i) w_n^2} \\ &= \frac{K_1 s w_n^2}{s^3 + 2\zeta w_n s^2 + w_n^2 (1 + K_1 k_p) s + K_1 k_i w_n^2} \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} \frac{Y(s)}{D(s)} &= \frac{s D_p(s) (T_q - K_1 w_n^2)}{T_q (s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2) + K_1 (k_p s + k_i) w_n^2} \\ &= \frac{s D_p(s) (T_q - K_1 w_n^2)}{T_q (s^3 + 2\zeta w_n s^2 + w_n^2 (1 + K_1 k_p) s + K_1 k_i w_n^2)} \end{aligned}$$

여기서, $T_q = (\tau_q s + 1)^n$ 이다.

식 (12)의 특성방정식을 보면 제어 이득 k_p 와 k_i , 그리고 τ_q 값을 조정하여 특성방정식의 극점 위치를 조절할 수 있으며, 그 결과로 시스템의 성능 및 안정성을 보장할 수 있다.

다음으로 추종 성능을 확인하기 위해서 정상상태

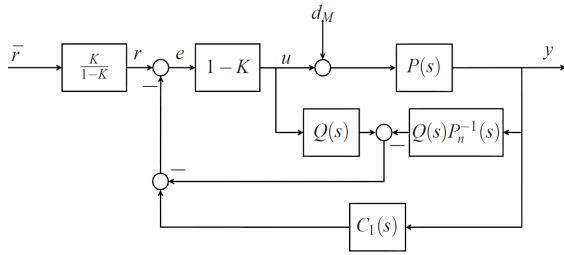


Fig. 5. An equivalent structure with the system of FF-DOB(The transfer functions from input signals \bar{r} and d_M to output signal y)

오차 e_{ss} 를 확인하였다. 정상상태 오차는 최종값 정리 이론을 적용하였고 그 결과는 아래 식과 같다.

$$\begin{aligned} e_{ss} &= \lim_{s \rightarrow 0} sE(s) \\ &= \lim_{s \rightarrow 0} s(R(s) - (Y_R(s) + Y_{\bar{R}}(s) + Y_D(s))) \quad (13) \\ &= 0 \end{aligned}$$

식 (13)의 결과를 통해서 정상상태오차는 0임을 알 수 있으며 추종 성능을 보장할 수 있음을 확인하였다.

III. 시뮬레이션 결과

본 절에서는 제안된 기법의 실효성을 검증하기 위해서 참고문헌[11]에서 소개된 F-16 비행체의 종축 가속도 모델을 대상으로 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션에 적용된 모델은 종축 가속도 조종성증대시스템의 피치 축 속도 모델이며, 아래와 같다.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} &= A_{2 \times 2} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + B_{2 \times 1} \delta_e \\ \begin{bmatrix} q \\ a_n \end{bmatrix} &= C_{2 \times 2} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + D_{2 \times 1} \delta_e \end{aligned} \quad (14)$$

여기서, α, q, δ_e, a_n 은 각각 받음각, 종축 각속도, 엘리베이터 입력, 종축 가속도이며, 행렬 $A_{2 \times 2}, B_{2 \times 1}, C_{2 \times 2}$ 는 아래와 같다. 행렬 $D_{2 \times 1}$ 는 0이다.

$$\begin{aligned} A &= \begin{bmatrix} -1.0189E+00 & 9.0506E-01 \\ 8.2225E-01 & -1.0774E+00 \end{bmatrix} \\ B &= \begin{bmatrix} -2.1499E-03 \\ -1.7555E-01 \end{bmatrix} \\ C &= \begin{bmatrix} 5.729578E+01 & 0.000000E+00 \\ 0.000000E+00 & 5.729578E+01 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

A, B, C 행렬에 대한 완전한 행렬(Full matrix)은 참고문헌[11]의 예제 4.4-1에 자세히 기술된다. 식 (14)의 모델을 이용하여 참고문헌[11]의 표 3.6-3의 트림 비행 조건으로 선형화한 전달함수는 다음과 같다.

$$\frac{a_n}{\delta_e} = \frac{0.9802(s+3.179 \pm j6.922)}{(s+13.78)(s+7.661)(s+0.8601)} \quad (15)$$

이제, 종축 가속도 모델에 피드포워드 외란관측기 구조를 적용하여 제어 성능 및 안정성을 분석하였다. 제어 성능의 비교를 위해서 외란관측기를 포함한 시스템과 비교하였다. 시뮬레이션의 기준값과 외란은 각각 50, 100초에 단위계단입력을 적용하였다.

모델 불확실성은 200초까지 발생하도록 구현하였고, 200초 이후에는 오버슈트 탐지 로직의 동작 유무를 확인하기 위해 모델 불확실성이 존재하지 않도록 구현하였다. 또한, 제어기의 제어 이득 및 외란관측기의 저역통과필터의 필터 계수는 상수로 가정하였다.

본 논문에서는 3가지 불확실성 모델을 고려하였으며, 각각 곱 형태의 불확실성(Multiplicative uncertainty), 합 형태의 불확실성(Additive uncertainty), 그리고 1차 모델 형태의 불확실성을 고려하였다[12]. 3가지 종류의 모델 불확실성은 전달 함수 $M_1(s), M_2(s), M_3(s)$ 로 표현하였으며 아래 식과 같다.

$$\begin{aligned} M_1(s) &= P_n(s)(1 + \Delta(s)) \\ M_2(s) &= P_n(s) + \Delta(s) \\ M_3(s) &= P_n(s)\Delta(s) \\ \Delta(s) &= \frac{1}{s+a} \end{aligned} \quad (16)$$

여기서, $\Delta(s)$ 는 1차 전달 함수로 가정하였고, 상수 a 는 모델 불확실성 상수이며, 양수라고 가정하였다.

시뮬레이션 결과 곱 형태의 불확실성에 대해서는 기존의 외란관측기도 강건함을 확인할 수 있었으나, 합과 1차 모델 형태의 불확실성에 대해서는 이 논문에서 제안한 피드포워드 외란관측기의 강건성이 월등함을 확인할 수 있다.

3.1 곱 형태의 불확실성

이번 절에서는 곱 형태의 불확실성 $M_1(s)$ 를 포함하는 시스템의 시뮬레이션 결과를 분석하였다. 시뮬레이션에 적용된 전달함수 $P(s), C_1(s), C_2(s), Q(s)$ 는 아래와 같다.

$$\begin{aligned} P(s) &= P_n(s)(1 + \Delta(s)) \\ &= \frac{0.98(s+a+1)(s+3.18 \pm j6.92)}{(s+a)(s+13.78)(s+7.66)(s+0.86)} \\ C_1(s) &= 1 + \frac{1}{s} \\ C_2(s) &= 0.9 \\ Q(s) &= \frac{1}{(0.1s+1)^2} \end{aligned} \quad (17)$$

여기서, a 값은 양의 실수 0.001로 설정하였다.

Figure 6은 외란관측기를 포함한 제어시스템에 대한 시뮬레이션 결과를 나타낸 그래프이다. 그림에서 파란색 점선은 모델 불확실성 전달함수 $M_1(s)$ 이 없는 조건의 결과이며, 빨간색 실선은 전달함수 $M_1(s)$ 을 포함한 제어 시스템의 시뮬레이션 결과이다.

Figure 6의 결과를 보면 곱 형태의 모델 불확실성 $M_1(s)$ 의 유무에 관계없이 외란관측기를 포함한 제어 시스템의 성능과 안정성에 큰 영향이 없음을 알 수 있다. 단, 모델 불확실성이 전환되는 200초에는 순간적으로 과도응답이 발생한다.

Figure 7은 외란관측기를 포함한 제어시스템과 피드포워드 외란관측기를 포함한 제어시스템을 비교한 시뮬레이션 결과 그래프이다. Fig. 7에서 파란색 점선은 피드포워드 외란관측기를 포함한 제어시스템을 나타내고 빨간색 실선은 기존 외란관측기를 포함한 제어시스템을 나타낸다.

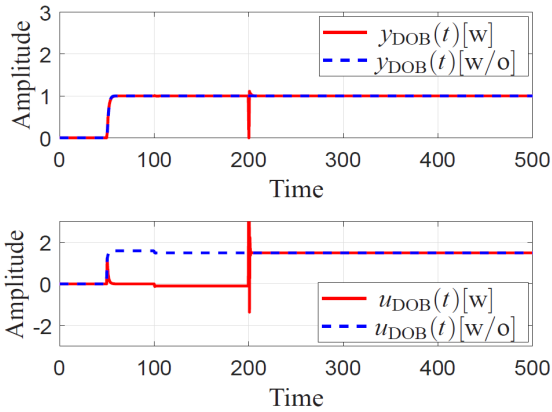


Fig. 6. Step response and control input in the system of DOB in the face of plant uncertainty $M_1(s)$ (Simulation results of control systems with DOB)

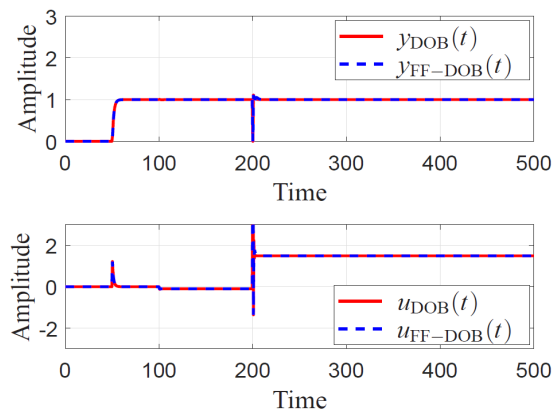


Fig. 7. Step response and control input in the system of FF-DOB in the face of plant uncertainty $M_1(s)$ (Comparison between control systems with DOB and control systems with FF-DOB)

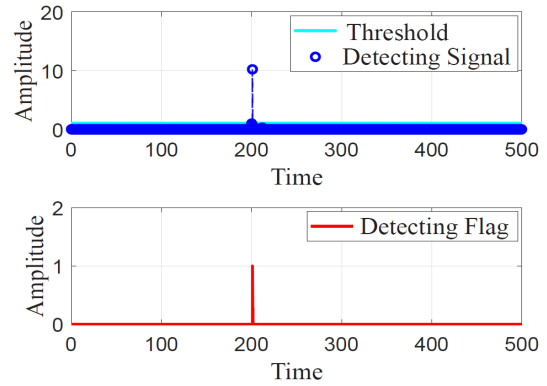


Fig. 8. Simulation results of overshoot detecting logic in the face of plant uncertainty $M_1(s)$

Figure 7의 결과를 보면 두 가지 제어 시스템 모두 제어 성능 및 안정성을 보장할 수 있음을 확인할 수 있다.

Figure 8은 오버슈트 탐지 로직의 동작 결과를 보여준다. Fig. 8에서 파란색 원은 오버슈트 최대값을 의미하고 하늘색 실선은 오버슈트 한계값을 나타낸다.

Figure 8에서 오버슈트 최대값이 한계값보다 클 경우에는 플래그가 인가되어 피드포워드 외란관측기가 동작하고 오버슈트 최대값이 한계값보다 작아지면 플래그가 해제되며 피드포워드 외란관측기가 동작하지 않는 것을 확인할 수 있다.

다음으로 불확실성의 변화에 따른 영향성을 확인하기 위해서 Fig. 9와 같이 다양한 a 값에 대해서 시뮬레이션 결과를 확인하였다. Fig. 9는 피드포워드 외란관측기를 포함한 제어시스템에 대한 시뮬레이션 결과를 나타내며 각각 출력 값과 제어입력 값에 대한 결과를 나타낸다. Fig. 9에서 파란색, 빨간색, 녹색은 각각 a 가 0.001, 0.3, 0.9일 때의 결과를 나타낸다.

Figure 9의 결과를 보면 a 값의 변화에 관계없이 제어 성능 및 안정성을 보장하는 것을 알 수 있다.

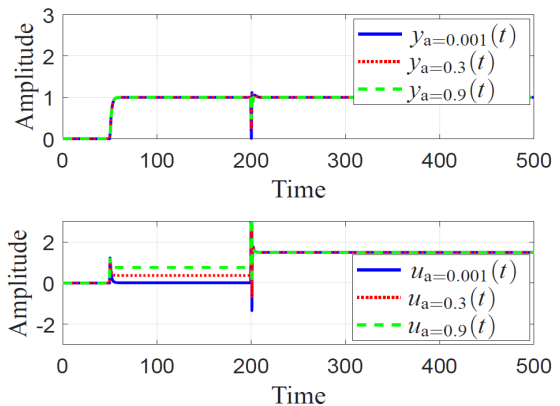


Fig. 9. Step response and control input in the system of FF-DOB with a various of poles in the face of plant uncertainty $M_1(s)$ (Simulation results of control systems with FF-DOB)

3.2 합 형태의 불확실성

이번 절에서는 합 형태의 불확실성 $M_2(s)$ 를 포함하는 시스템의 시뮬레이션 결과를 분석하였다. 시뮬레이션에 적용된 전달함수 $P(s), C_1(s), C_2(s), Q(s)$ 는 아래와 같다.

$$\begin{aligned}
 P(s) &= P_n(s) + \Delta(s) \\
 &= \frac{0.98(s+a+1)(s+3.18 \pm j6.92)}{(s+a)(s+13.78)(s+7.66)(s+0.86)} \\
 &\quad + \frac{(s+13.78)(s+7.661)(s+0.8601)}{(s+a)(s+13.78)(s+7.66)(s+0.86)} \\
 C_1(s) &= 1 + \frac{1}{s} \\
 C_2(s) &= 0.9 \\
 Q(s) &= \frac{1}{(0.1s+1)^2}
 \end{aligned} \tag{18}$$

여기서, a 값은 양의 실수 0.001로 설정하였다.

Figure 10은 외란관측기를 포함한 제어시스템에 대한 시뮬레이션 결과를 나타낸 그래프이다. 그림에서 파란색 점선은 모델 불확실성 전달함수 $M_2(s)$ 가 없는 조건의 결과이며, 빨간색 실선은 전달함수 $M_2(s)$ 를 포함한 제어 시스템의 시뮬레이션 결과이다.

Figure 10의 결과를 보면 합 형태의 모델 불확실성 $M_2(s)$ 가 적용되는 200초 동안에는 제어 시스템이 불안정해지지만 모델 불확실성이 발생하지 않는 200초 이후에는 제어 성능 및 안정성이 복원되는 것을 확인할 수 있다.

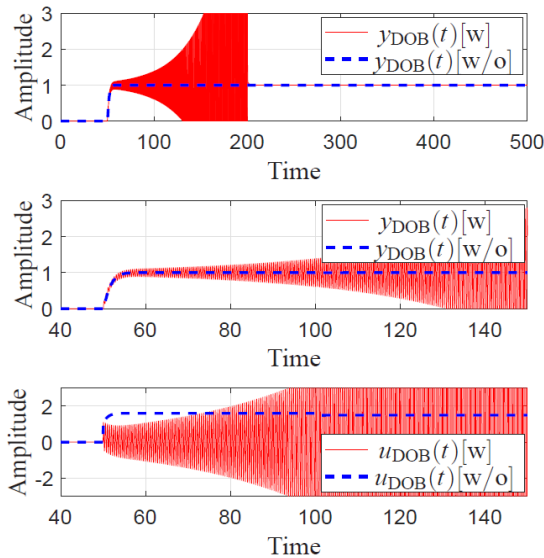


Fig. 10. Step response and control input in the system of DOB in the face of plant uncertainty $M_2(s)$ (Simulation results of control systems with DOB)

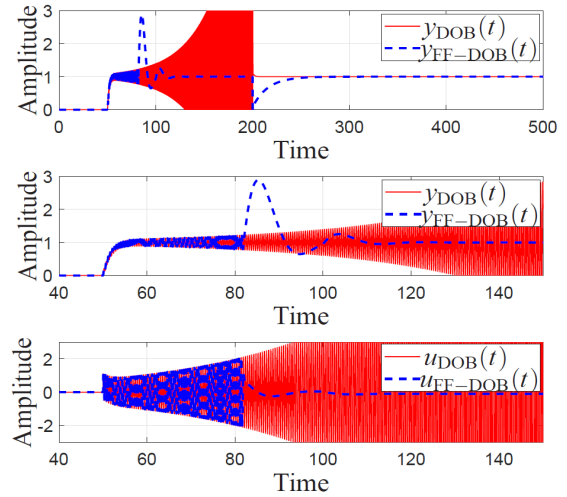


Fig. 11. Step response and control input in the system of FF-DOB in the face of plant uncertainty $M_2(s)$ (Comparison between control systems with DOB and control systems with FF-DOB)

Figure 11은 외란관측기를 포함한 제어시스템과 피드포워드 외란관측기를 포함한 제어시스템을 비교한 시뮬레이션 결과 그래프이다. Fig. 11에서 파란색 점선은 피드포워드 외란관측기를 포함한 제어시스템을 나타내고 빨간색 실선은 외란관측기를 포함한 제어 시스템을 나타낸다.

Figure 11의 결과를 보면 모델 불확실성이 존재하는 200초의 시간동안 피드포워드 외란관측기를 적용한 제어 시스템은 외란관측기를 포함한 제어 시스템과 비교했을 때 모델 불확실성의 영향에도 제어 성능 및 안정성을 보장할 수 있음을 확인할 수 있다. 불확실성의 영향이 없는 200초 이후에는 두 가지 시스템 모두 제어 성능 및 안정성이 보장됨을 알 수 있다. 단, 모델 불확실성이 전환되는 시점인 200초 때, 과도응답이 발생하는 것을 확인할 수 있다.

Figure 12는 오버슈트 탐지 로직의 동작 결과를 보여준다. Fig. 12에서 파란색 원은 오버슈트 최대값을 의미하고 하늘색 실선은 오버슈트 한계값을 나타낸다. 오버슈트 최대값이 한계값보다 클 경우에는 플래그가 인가되어 피드포워드 외란관측기가 동작하는 것을 확인할 수 있다.

다음으로 불확실성의 변화에 따른 영향성을 확인하기 위해서 Fig. 13과 같이 다양한 a 값에 대해서 시뮬레이션 결과를 확인하였다. Fig. 13은 피드포워드 외란관측기를 포함한 제어시스템에 대한 시뮬레이션 결과를 나타내며 각각 출력값과 제어입력값에 대한 결과를 나타낸다. Fig. 13에서 파란색, 빨간색, 녹색은 각각 a 가 0.001, 0.3, 0.9일 때의 결과를 나타낸다.

Figure 13의 결과를 보면 a 값이 커질수록 강건성을 증대시키는 것을 확인할 수 있다.

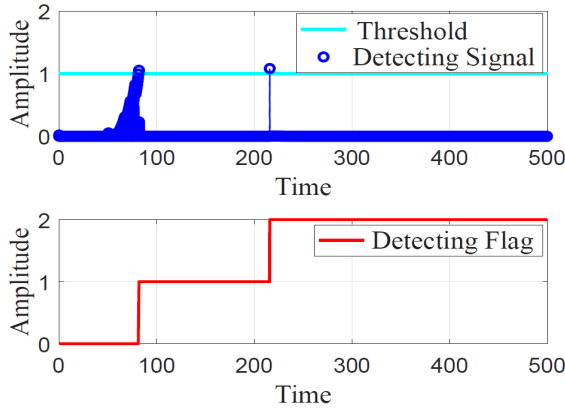


Fig. 12. Simulation results of overshoot detecting logic in the face of plant uncertainty $M_2(s)$

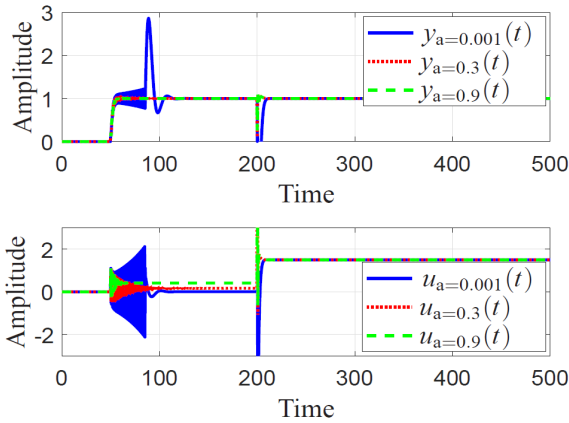


Fig. 13. Step response and control input in the system of FF-DOB with a various of poles in the face of plant uncertainty $M_2(s)$ (Simulation results of control systems with FF-DOB)

3.3 1차 모델 형태의 불확실성

이번 절에서는 1차 모델 형태의 불확실성 $M_3(s)$ 을 포함하는 시스템의 시뮬레이션 결과를 분석하였다. 시뮬레이션에 적용된 전달함수 $P(s), C_1(s), C_2(s), Q(s)$ 는 아래와 같다.

$$\begin{aligned}
 P(s) &= P_n(s)\Delta(s) \\
 &= \frac{0.98(s+a+1)(s+3.18 \pm j6.92)}{(s+a)(s+13.78)(s+7.66)(s+0.86)} \\
 C_1(s) &= 1 + \frac{1}{s} \\
 C_2(s) &= 0.9 \\
 Q(s) &= \frac{1}{(0.1s+1)^2}
 \end{aligned}
 \tag{19}$$

여기서, a 값은 양의 실수 0.001로 설정하였다.

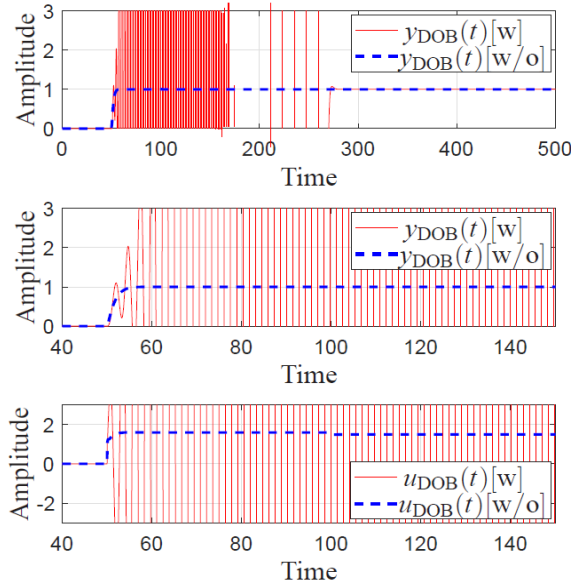


Fig. 14. Step response and control input in the system of DOB in the face of plant uncertainty $M_3(s)$ (Simulation results of control systems with DOB)

Figure 14는 외란관측기를 포함한 제어시스템에 대한 시뮬레이션 결과를 나타낸 그래프이다. 그림에서 파란색 점선은 모델 불확실성 전달함수 $M_3(s)$ 이 없는 조건의 결과이며, 빨간색 실선은 전달함수 $M_3(s)$ 을 포함한 제어 시스템의 시뮬레이션 결과이다.

Figure 14의 결과를 보면 1차 모델 형태의 모델 불확실성 $M_3(s)$ 이 적용되는 200초 동안에는 시스템이 불안정해지는 것을 확인할 수가 있다. 모델 불확실성이 발생하지 않는 200초 이후에는 외란관측기를 포함한 제어 시스템은 시스템의 안정성을 복원하는 데 시간이 걸리는 것을 확인할 수 있다.

Figure 15는 외란관측기를 포함한 제어시스템과 피드포워드 외란관측기를 포함한 제어시스템을 비교한 시뮬레이션 결과 그래프이다. Fig. 15에서 파란색 점선은 피드포워드 외란관측기를 포함한 제어시스템을 나타내고 빨간색 실선은 외란관측기를 포함한 제어 시스템을 나타낸다.

Figure 15의 결과를 보면 모델 불확실성이 존재하는 200초의 시간 동안 피드포워드 외란관측기를 적용한 제어 시스템은 외란관측기를 포함한 제어 시스템과 비교했을 때 모델 불확실성의 영향에도 제어 성능 및 안정성을 보장할 수 있음을 확인할 수 있다. 불확실성의 영향이 없는 200초 이후에는 외란관측기를 포함한 제어 시스템은 제어 성능 및 안정성을 복원하는 데 시간이 걸리는 것을 확인할 수 있다.

Figure 16은 오버슈트 탐지 로직의 동작 결과를 보여준다. Fig. 16에서 파란색 원은 오버슈트 최대값을 의미하고 하늘색 실선은 오버슈트 한계값을 나타낸

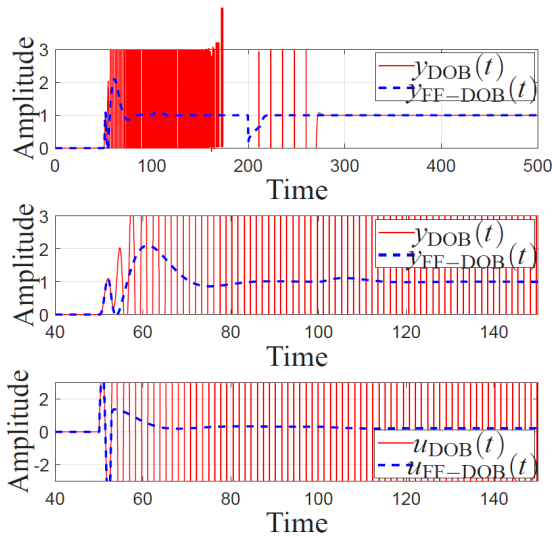


Fig. 15. Step response and control input in the system of FF-DOB in the face of plant uncertainty $M_3(s)$ (Comparison between control systems with DOB and control systems with FF-DOB)

다. Fig. 16에서 오버슈트 최대값이 한계값보다 클 경우에는 플래그가 인가되며 피드포워드 외란관측기가 동작하였다가 오버슈트 최대값이 한계값보다 작아지면 플래그가 해제되어 피드포워드 외란관측기가 동작하지 않는 것을 확인할 수 있다.

다음으로 불확실성의 변화에 따른 영향성을 확인하기 위해서 Fig. 17과 같이 다양한 a 값에 대해서 시뮬레이션 결과를 확인하였다. Fig. 17은 피드포워드 외란관측기를 포함한 제어시스템에 대한 시뮬레이션 결과를 나타내며 각각 출력 값과 제어입력 값에 대한 결과를 나타낸다. Fig. 17에서 파란색, 빨강색, 녹색은 각각 a 가 0.001, 0.3, 0.9일 때의 결과를 나타낸다.

Figure 17의 결과를 보면 합 형태의 불확실성이 적용되었을 경우와 마찬가지로 a 값이 커질수록 강건성을 증대시키는 것을 확인할 수 있다.

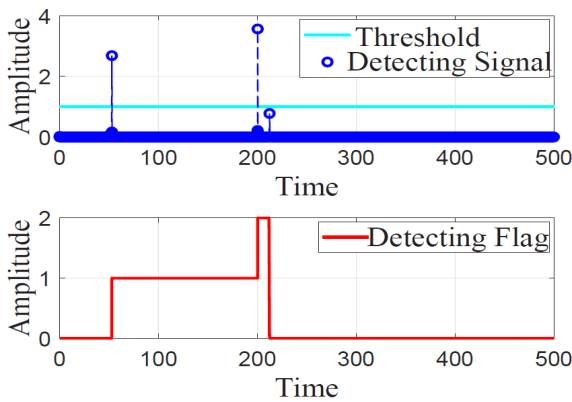


Fig. 16. Simulation results of overshoot detecting logic in the face of plant uncertainty $M_3(s)$

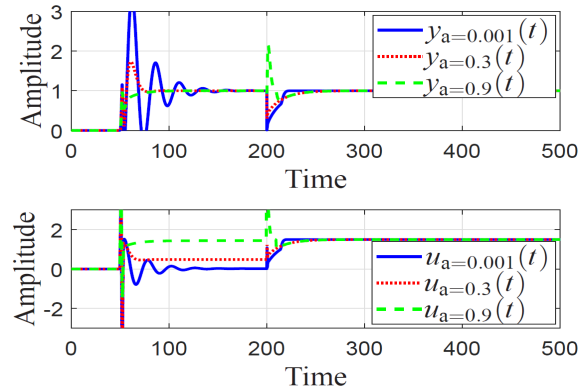


Fig. 17. Step response and control input in the system of FF-DOB with a various of poles in the face of plant uncertainty $M_3(s)$ (Simulation results of control systems with FF-DOB)

IV. 안정성 분석

앞 절에서 공칭 모델과 실제 모델과의 차이가 크면 제어 시스템의 성능 및 안정성이 저하되는 것을 확인하였다. 이번 절에서는 루트 로커스 선도와 보드 선도를 이용하여 모델 불확실성의 영향에 대한 제어 시스템의 강인성 및 안정성을 검증하였다. 피드포워드 외란관측기에 대한 성능 검증을 위해서 외란관측기를 포함한 제어시스템을 기준으로 시뮬레이션 결과를 비교하였다. 시뮬레이션에서 사용된 모델 불확실성 모델은 III절에서 제어시스템 안정성에 가장 큰 영향을 발생시켰던 전달함수 $M_3(s)$ 을 대상으로 하였고 모델 불확실성 상수 a 는 0.2로 설정하였다.

4.1 선행연구

이제 극점의 위치를 통해서 제어시스템의 안정성을 판단하는 루트 로커스 선도를 확인한다. 외란관측기를 포함한 제어시스템의 루트 로커스 선도는 Fig. 18과 같으며, 극점은 아래와 같다. 극점을 보면 한 쌍의 극점이 양의 값을 가지는 것을 확인할 수 있다. 즉, 외란관측기를 포함한 제어시스템은 모델 불확실성의 영향으로 인해 시스템이 불안정해짐을 확인할 수 있다.

$$Poles(a=0.2) = [-0.46, 0.06 \pm 0.99j, -6.45 \pm 3.68j, -14.64 \pm 4.21j]$$

다음으로 제어시스템의 안정성을 확인하기 위해서 보드 선도를 확인하였다. 외란관측기를 포함한 제어시스템의 보드 선도는 Fig. 19와 같다. Fig. 19의 결과를 보면 이득 여유 및 위상 여유가 음인 것을 통해서 외란관측기를 포함한 시스템이 불안정함을 확인할 수 있다.

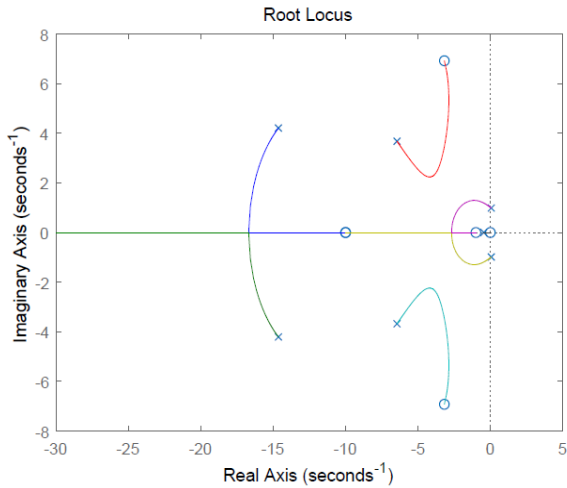


Fig. 18. Root locus in the system of DOB in the face of plant uncertainty $M_3(s)$ (Simulation results of control systems with DOB)

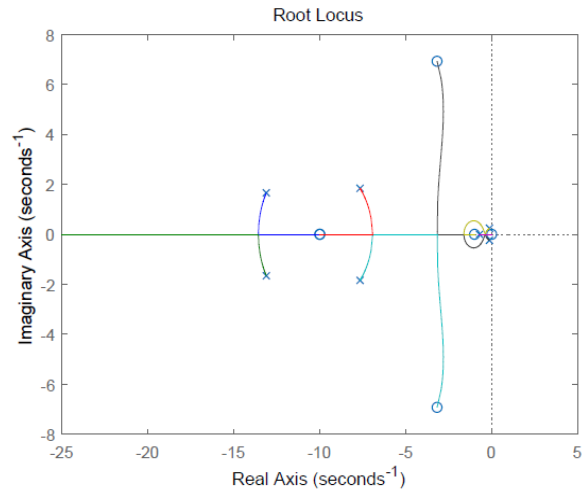


Fig. 20. Root locus in the system of FF-DOB about $Y(s)/R(s)$ in the face of plant uncertainty $M_3(s)$ (Simulation results of control systems with FF-DOB)

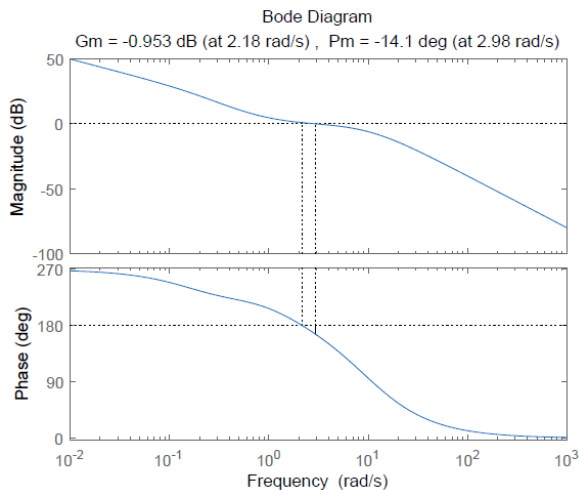


Fig. 19. Bode plot in the system of DOB in the face of plant uncertainty $M_3(s)$ (Simulation results of control systems with DOB)

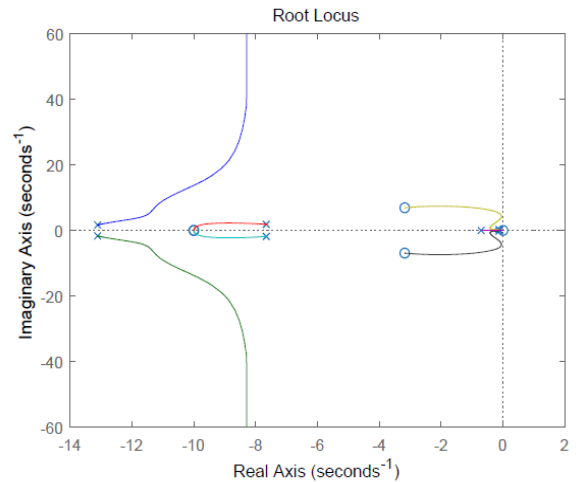


Fig. 21. Root locus in the system of FF-DOB about $Y(s)/\bar{R}(s)$ in the face of plant uncertainty $M_3(s)$ (Simulation results of control systems with FF-DOB)

4.2 제안된 연구

피드포워드 외란관측기를 포함한 제어시스템의 루트로크스 선도는 Figs. 20, 21과 같으며, 각각 전달함수 $\frac{Y(s)}{R(s)}$ 와 $\frac{Y(s)}{\bar{R}(s)}$ 에 대한 결과를 나타낸다. 전달함수 특성방정식의 극점은 아래와 같다. 극점을 보면 모든 극점이 음의 극점을 가지므로 안정한 시스템을 알 수 있다.

$$Poles(a=0.2) = [-0.71, -0.13 \pm 0.24j, -7.66 \pm 1.84j, -13.11 \pm 1.66j]$$

다음으로 피드포워드 외란관측기를 포함한 제어시스템의 보드선도는 Fig. 22와 같다. Fig. 22의 결과를 보면 이득 여유 및 위상 여유가 양인 것을 통해서 시스템이 안정한 것을 알 수 있으며, 충분한 이득 여유와 위상 여유를 확보하는 것을 알 수 있다.

V. 결론

이 논문에서는 외부 외란 및 모델 불확실성에 대한 강건성을 보장하기 위해서 새로운 피드포워드 외란관측기 기법을 제안하였다. 제안된 피드포워드 외

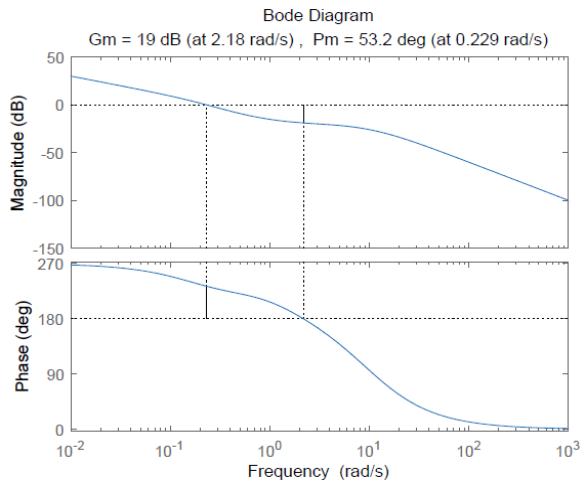


Fig. 22. Bode plot in the system of FF-DOB in the face of plant uncertainty $M_3(s)$ (Simulation results of control systems with FF-DOB)

란관측기는 외란관측기 구조와 비교하여 외부 외란 및 모델 불확실성의 영향에도 제어 성능 및 안정성을 보장할 수 있으며, 간단한 구조로 구성되어 있어 설계, 구현, 검증이 쉬운 장점을 가지고 있다.

피드포워드 외란관측기는 오버슈트 탐지기(D)를 통해서 시스템 기준값(r) 대비 오버슈트가 크다고 판단되면, 피드포워드 제어기($C_2(s)$)를 작동시킨다. 이렇게 작동된 피드포워드 제어기는 피드백 제어기($C_1(s)$)에서 출력된 제어명령(u)을 줄여주는 역할을 하여 실제 피드백 제어기 내부의 이득(gain)을 줄여주는 효과가 있다. 이를 통해서 전체 피드백 루프의 안정성을 증대시켜 외부 외란 및 모델 불확실성에 의해 발생한 오버슈트가 줄어들게 된다.

F-16 비행체 모델을 대상으로 시뮬레이션을 수행한 결과, 3가지 종류의 모델 불확실성에 대해서 제어 성능 및 안정성을 보장할 수 있음을 확인하였다. 마지막으로 루트 로커스 및 보드 선도를 이용하여 제어 시스템의 안정성뿐만 아니라 충분한 이득 여유 및 위상 여유를 확보할 수 있음을 입증해보였다.

References

- 1) Belcastro, C. and Foster, J., "Aircraft loss-of-control accident analysis," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, August 2010, p. 8004.
- 2) Belcastro, C. and Khong, T., "Uncertainty modeling for robustness analysis of aircraft control

upset prevention and recovery systems," *In AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, August 2005, p. 6427.

- 3) Yoon, S. H., Kim, Y. D. and Park, S. H., "Constrained adaptive backstepping controller design for aircraft landing in wind disturbance and actuator stuck," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 13, No. 1, 2012, pp. 74~89.

- 4) Zhang, C., Chen, Z. and Wei, C., "Sliding mode disturbance observer-based backstepping control for a transport aircraft," *Science China Information Sciences*, Vol. 57, No. 5, 2014, pp. 1~16.

- 5) Johansen, T. A., Cristofaro, A., Sørensen, K., Hansen, J. M. and Fossen, T. I., "On estimation of wind velocity, angle-of-attack and sideslip angle of small UAVs using standard sensors," *IEEE In 2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, June 2015, pp. 510~519.

- 6) Ohnishi, K., Shibata, M. and Murakami, T., "Motion control for advanced mechatronics," *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, Vol. 1, 1996, pp. 56~67.

- 7) Yoon, Y. D., Jung, E. and Sul, S. K., "Application of a disturbance observer for a relative position control system," *IEEE Transactions on Industry Applications*, Vol. 46, No. 2, 2010, pp. 849~856.

- 8) Li, S. and Yang, J., "Robust autopilot design for bank-to-turn missiles using disturbance observers," *IEEE transactions on Aerospace and Electronic systems*, Vol. 49, No. 1, 2013, pp. 558~579.

- 9) Smith, J., Su, J., Liu, C. and Chen, W. H., "Disturbance observer based control with anti-windup applied to a small fixed wing UAV for disturbance rejection," *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, Vol. 88, No. 2~4, 2017, pp. 329~346.

- 10) Eom, K. S., Suh, I. H., Chung, W. K. and Oh, S. R., "Disturbance observer based force control of robot manipulator without force sensor," *Proceeding of IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Vol. 4, 1998, pp. 3012~3017.

- 11) Stevens, B. L., Lewis, F. L. and Johnson, E. N., *Aircraft control and simulation: dynamics, controls design, and autonomous systems*, John Wiley and Sons, 2015.

- 12) Green, M. and Limebeer, D. J. N., *Linear robust control*, Courier Corporation, 2012.