

슬라이딩 모드 관측기 설계를 위한 선형행렬부등식 접근법

An LMI Approach for Designing Sliding Mode Observers

최 한 호*
(Han Ho Choi)

Abstract : This paper presents an LMI-based method to design sliding mode observers for a class of uncertain systems. Using LIs we derive an existence condition of a sliding mode observer guaranteeing a stable sliding motion. And we give explicit formulas of the observer gain matrices. We also consider sliding mode observer design problems under an α -stability constraint or an LQ performance bound constraint. Finally, we give a numerical design example.

Keywords : linear matrix inequality(LMI), sliding observer, uncertain system

I. 서론

최근 여러 저지들에 의하여 슬라이딩 모드 관측기 설계 방법이 제안되었다[1-3]. 그 가운데 [1]의 방법은 설계를 위해 기호연산(Symbolic manipulation)을 위한 소프트웨어를 요구하여 이득행렬을 구하기 어려운 단점을 지녔다. [2]와 [3]의 방법은 주어진 시스템을 canonical form으로 변환하기 위한 변환행렬을 구해야하고 이를 사용하여 주어진 시스템을 canonical form으로 변환해야 하므로 다소 복잡하고 간접적인 방법이다. 이를 고려하여 우리는 canonical form으로 변환해야 할 필요가 없는 슬라이딩 모드 관측기 설계방법을 제시한다. LMI를 사용하여 안정한 슬라이딩 동작을 보장하는 슬라이딩 모드 관측기의 존재조건을 구한다. 구해진 LMI 존재조건을 해를 사용하여 관측기 이득 행렬의 공식을 제시한다. 본 논문에서 제시된 방법은 LMI에 기반하였기 때문에 일반적인 제어기 설계를 위한 LMI 기반 방법들 처럼 LMI Control Toolbox[4]와 같은 매우 효율적인 convex 최적화 기법을 통해 슬라이딩 모드 관측기의 존재유무를 확인할 수 있으며 극대치조건, LQ/H₂성능조건, covariance 성능조건, L_∞성능조건 등과 같이 LMI로 표현가능한 성능지수들을 설계시에 고려해 넣을 수 있는 융통성을 제공한다[5-6]. 본 논문에서는 LQ 성능 제한 조건 및 α 안정성 구속 조건을 고려한 설계방법을 제시한다. 마지막으로 예제를 제시한다.

II. 문제 설정

우리는 다음과 같은 동역학 방정식으로 표현 가능한 시스템을 고려한다[3].

$$\begin{aligned} \frac{dx(t)}{dt} &= Ax(t) + Bu(t) + D\rho(t, x, u) \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned} \quad (1)$$

여기에서 $x(t) \in R^n$, $u(t) \in R^m$, $y(t) \in R^p$ 로 각각 상태, 입력, 출력을 가리키며 다음을 만족시킨다고 가정한다.

A1 : $A \in R^{n \times n}$, $B \in R^{n \times m}$, $C \in R^{p \times n}$, $D \in R^{n \times q}$ 로 상수 행렬들이다.

A2 : $\text{rank}(C) = p \geq q = \text{rank}(D)$

A3 : $\|\rho(u, x, t)\| \leq \rho_1 \|u\| + \rho_2(t, y)$ 를 만족시키는 상수 ρ_1 와 함수 $\rho_2(t, y)$ 가 알려져 있다.

위의 가정은 [3]에서 사용된 것과 똑같다. 다음 형태의 슬라이딩 모드 관측기를 고려하자.

$$\begin{aligned} \frac{d\hat{x}(t)}{dt} &= A\hat{x}(t) + Bu(t) + L(y - \hat{y}) + D\nu \\ \hat{y}(t) &= C\hat{x}(t) \end{aligned} \quad (2)$$

여기에서 $L \in R^{n \times p}$ 로 이득행렬이다. 불연속적인 벡터 ν 는 아래와 같이 주어진다.

$$\nu = -\hat{\rho} \frac{\sigma}{\|\sigma\|} = -[\rho_0 + \rho_1 \|u\| + \rho_2(t, y)] \frac{\sigma}{\|\sigma\|} \quad (3)$$

여기에서 $\sigma = F(\hat{y} - y) = F(C\hat{x} - Cx)$ 이고 $\rho_0 > 0$ 를 만족시키며 $F \in R^{m \times q}$ 는 설계해야 할 행렬값이다. 관측오차 벡터 $e = \hat{x} - x$ 를 정의함으로 우리는 다음과 같은 오차 동역학을 구할 수 있다.

$$\frac{de}{dt} = [A - LC]e + D\nu - D\rho(t, x, u) \quad (4)$$

III. 주요 결과

아래의 LMI를 고려하자.

$$\begin{aligned} &(UXU + C^T Y C)A - KC \\ &+ A^T(UXU + C^T Y C) - C^T K^T < 0, \\ &UXU + C^T Y C > 0, X = X^T, Y = Y^T \end{aligned} \quad (5)$$

여기에서 $U = I - D(D^T D)^{-1} D^T$ 이다. 슬라이딩 모드 관측기 (2)의 이득행렬 F, L 이 다음과 같이 주어지고 가정하자.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2004. 7. 8., 채택확정 : 2004. 8. 24.

최한호 : 동국대학교 전기공학과(hhchoi@donguk.edu)

$$F = D^T C^T Y, L = (UXU + C^T Y C)^{-1} K \quad (6)$$

그러면 우리는 다음을 보일 수 있다.

정리 1 : 오차동역학 (4)를 고려하자. LMI (5)를 만족시키는 해 (X, Y, K) 가 존재한다고 가정하자. 그리고 슬라이딩 모드 관측기 (2)의 이득행렬 F, L 이 (6)과 같이 주어진다 가정하자. 그러면 스위칭 평면 $\sigma = FCe = 0$ 에 구속된 슬라이딩 모드 동역학은 불확실성 $\rho(t, x, u)$ 에 영향을 받지 않으며 안정하다. 그리고 오차값 e 는 시간이 무한대로 감에 따라 0으로 수렴한다.

증명 : $P = UXU + C^T Y C$ 라고 하고 Φ 를 D^T 의 널공간(null space)을 형성하는 기저벡터(basis vector)들을 열로 갖는 임의의 행렬, 즉 D 의 orthogonal complement라 하자. 그러면 (5)와 (6)에 의해 다음의 리아푸노프 (7)이 어떤 양한정 행렬 Q_0 에 대하여 성립한다.

$$P(A - LC) + (A - LC)^T P = -Q_0 < 0 \quad (7)$$

그리고 $P = UXU + C^T Y C$ 과 (6)은 다음 등식을 의미한다.

$$D^T P = FC \quad (8)$$

(7)은 또한 다음이 성립함을 의미한다.

$$\Phi^T (A - LC) P^{-1} \Phi + \Phi^T P^{-1} (A - LC)^T \Phi < 0 \quad (9)$$

변환행렬 M 과 그와 연관된 벡터 w 를 다음과 같이 정의하자.

$$M = \begin{bmatrix} \Phi^T \\ D^T P \end{bmatrix}, \quad w = \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi^T e \\ D^T P e \end{bmatrix} \quad (10)$$

그러면 $w_2 = \sigma = D^T P e = FCe$ 이 성립하고 M 의 역행렬은 다음과 같이 주어질 것이다.

$$M^{-1} = [P^{-1} \Phi (\Phi^T P^{-1} \Phi)^{-1}, D (D^T P D)^{-1}] \quad (11)$$

(10)과 (11)을 이용하여 우리는 오차동역학 (4)를 다음의 regular form으로 변환할 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{dw_1}{dt} &= \overline{A}_{11} w_1 + \overline{A}_{12} \sigma \\ \frac{d\sigma}{dt} &= \overline{A}_{21} w_1 + \overline{A}_{22} \sigma + D^T P D (\nu - \rho) \end{aligned}$$

여기에서 \overline{A}_{ij} 는 다음과 같이 주어진다.

$$\begin{aligned} \overline{A}_{11} &= \Phi^T (A - LC) P^{-1} \Phi (\Phi^T P^{-1} \Phi)^{-1} \\ \overline{A}_{12} &= \Phi^T (A - LC) D (D^T P D)^{-1} \\ \overline{A}_{21} &= D^T P (A - LC) P^{-1} \Phi (\Phi^T P^{-1} \Phi)^{-1} \\ \overline{A}_{22} &= D^T P (A - LC) D (D^T P D)^{-1} \end{aligned}$$

[7]의 결과에 의해 우리는 스위칭 평면 $\sigma = FCe = 0$

에 구속된 슬라이딩 모드 동역학이 불확실성 $\rho(t, x, u)$ 에 영향을 받지 않으며 다음과 같이 주어짐을 알 수 있다.

$$\frac{dw_1}{dt} = \Phi^T (A - LC) P^{-1} \Phi (\Phi^T P^{-1} \Phi)^{-1} w_1 \quad (12)$$

위의 슬라이딩 모드 동역학 (12)는 다음 리아푸노프 부등식을 만족시키는 리아푸노프 행렬 P_0 가 존재하면 안정하다.

$$\begin{aligned} &\Phi^T (A - LC) P^{-1} \Phi (\Phi^T P^{-1} \Phi)^{-1} P_0 \\ &+ P_0 (\Phi^T P^{-1} \Phi)^{-1} \Phi^T (A - LC) P^{-1} \Phi < 0 \quad (13) \end{aligned}$$

위의 리아푸노프 부등식은 $P_0 = \Phi^T P^{-1} \Phi > 0$ 로 하면 (9)에 의해 성립이 보장됨을 쉽게 알 수 있다. 결국 우리는 스위칭 평면 $\sigma = FCe = 0$ 에 구속된 슬라이딩 모드 동역학은 불확실성 $\rho(t, x, u)$ 에 영향을 받지 않으며 안정한 것을 알 수 있다. 오차값 e 가 시간이 무한대로 감에 따라 0으로 수렴하는 것은 리아푸노프 함수를 $V = e^T P e$ 로 정의해서 쉽게 보일 수 있다. 리아푸노프 함수의 도함수는 $\sigma = D^T P e = FCe$, 가정 A3, (3)과 (7)을 이용하여 모든 $e \neq 0$ 에 대하여 다음이 성립함을 쉽게 보일 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= e^T [P(A - LC) + (A - LC)^T P] e \\ &\quad + 2e^T P D [\nu - \rho] \\ &\leq -e^T Q_0 e - 2\rho_0 \|d\| \\ &\leq -e^T Q_0 e < 0 \quad (14) \end{aligned}$$

결국 우리는 오차값 e 는 시간이 무한대로 감에 따라 0으로 수렴함을 알 수 있다. ■

주 1 : [3]의 방법도 역시 LMI를 사용했으나 [3]의 방법은 주어진 시스템을 canonical form으로 변환하기 위한 변환행렬을 구해야하고 이를 사용하여 주어진 시스템을 canonical form으로 변환해야 하므로 다소 복잡하고 간접적인 방법이다. 우리의 방법은 [3]과 달리 변환행렬을 구하고 이를 이용하여 canonical form으로 변환할 필요가 없음을 (5)와 (6)으로부터 쉽게 알 수 있다.

주 2 : 본 논문에서 제시된 방법은 LMI에 기반을 두었기 때문에 극배치조건, LQ/H_2 성능조건, L_∞ 성능조건 covariance 성능조건 등과 같이 LMI로 표현 가능한 성능지수들을 설계할 때 고려해 넣을 수 있는 융통성을 제공한다. [3]의 방법 역시 LMI로 표현 가능한 성능지수들을 설계할 때 고려해 넣을 수 있으나 성능지수들을 canonical form의 좌표에서 재정의해야 하므로 본 논문에서 제안된 방법보다는 복잡해 짐을 알 수 있다.

주 3 : (7)과 (8)은 출력 $y = Cx$ 가 0일 때 시스템이 안정해야 함을 의미한다.

즉 (A, B, C) 가 최소위상이어야 함을 의미한다. 결국 우리의 방법도 [3]의 방법과 같이 (A, B, C) 가 비최소위상일 때는 적용할 수 없음을 알 수 있다. [5,6]의 결과와 (7),

(12)을 참조하여 우리는 다음의 따름 정리를 얻을 수 있다.

따름정리 1 : 오차동역학 (4)를 고려하자. 주어진 양수 α 에 대하여 아래의 LMI (15)를 만족시키는 해 (X, Y, K) 가 존재한다고 가정하자. 그리고 슬라이딩 모드 관측기 (2)의 이득행렬 F, L 이 (6)과 같이 주어진다고 가정하자. 그러면 스위칭 평면 $\sigma = FCe = 0$ 에 구속된 슬라이딩 모드 동역학은 불확실성 $\rho(t, x, u)$ 에 영향을 받지 않으며 최소 감쇠율이 α 다. 그리고 오차값 e 는 시간이 무한대로 감에 따라 0으로 수렴한다.

$$\begin{aligned} & (UXU + C^T YC)(A + \alpha I) - KC \\ & + (A + \alpha I)^T (UXU + C^T YC) - C^T K^T < 0, \quad (15) \\ & UXU + C^T YC > 0, \quad X = X^T, Y = Y^T \end{aligned}$$

임의의 주어진 $Q \geq 0$ 을 만족하는 행렬에 대하여 LQ 성능지수 $J = \int_0^\infty e^T Q e dt$ 를 고려해보자. LMI (5)의 해가 존재하면 다음 LMI를 만족시키는 해 (X, Y, K) 가 존재함을 쉽게 알 수 있다.

$$\begin{aligned} & (UXU + C^T YC)A - KC \\ & + A^T (UXU + C^T YC) - C^T K^T < -Q, \quad (16) \\ & UXU + C^T YC > 0, \quad X = X^T, Y = Y^T \end{aligned}$$

슬라이딩 모드 관측기 (2)의 이득행렬 F, L 이 (16)의 해를 이용하여 (6)과 같이 주어진다고 가정하자. 그러면 우리는 정리1의 증명에 주어진 (14)를 참조하여 가격함수 $\int_0^\infty e^T Q e dt$ 가 다음과 같이 크기가 제한됨을 알 수 있다.

$$\int_0^\infty e^T Q e dt \leq e^T(0) [UXU + C^T YC] e(0) \quad (17)$$

다음의 LMI 최적화문제를 고려해보자.

$$\begin{aligned} \mathcal{E} : \quad & \text{minimize} \quad \gamma \\ & \text{subject to} \quad (16), \quad UXU + C^T YC < \gamma I \quad (18) \end{aligned}$$

최적화문제 (18)의 최적값을 γ^* 라 할 때 우리는 다음의 따름 정리가 성립함을 알 수 있다.

따름정리 2 : 오차동역학 (4)를 고려하자. LMI (5)의 해가 존재한다고 가정하자. 그러면 임의의 주어진 $Q \geq 0$ 에 대하여 LMI 최적화문제 (18)을 만족시키는 해 (X, Y, K) 가 존재한다. 슬라이딩 모드 관측기 (2)의 이득행렬 F, L 이 (6)과 같이 주어진다고 가정하자.

그러면 스위칭 평면 $\sigma = FCe = 0$ 에 구속된 슬라이딩 모드 동역학은 불확실성 $\rho(t, x, u)$ 에 영향을 받지 않으며 LQ 성능지수 $J = \int_0^\infty e^T Q e dt$ 는 모든 $\|e(0)\| \leq 1$ 에 대하여 다음처럼 제한된다.

$$J = \int_0^\infty e^T Q e dt < \gamma^* \quad (19)$$

그리고 오차값 e 는 시간이 무한대로 감에 따라 0으로 수렴한다.

IV. 수치적 예

(1)은 7차의 L-1011 비행기 모델을 표현할 수 있다. 데이터는 다음과 같다[8].

$$\begin{aligned} A = & \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.154 & -0.0042 & 1.54 & 0 & -0.744 & -0.032 \\ 0 & 0.249 & -1 & -5.2 & 0 & 0.337 & -1.12 \\ 0.0386 & -0.996 & -0.0003 & -2.117 & 0 & 0.02 & 0 \\ 0 & 0.5 & 0 & 0 & -4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -20 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -25 \end{bmatrix} \\ B = & \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 20 & 0 \\ 0 & 25 \end{bmatrix}, \quad C^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -0.154 & 0.249 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.0042 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1.54 & -5.2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -0.744 & 0.337 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.032 & -1.12 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (20) \end{aligned}$$

슬라이딩 모드 동역학의 최소 감쇠율 $\alpha = 0.5$ 를 보장하는 슬라이딩 모드 관측기의 설계가 요구된다고 가정하자. 따름정리 1을 참조하여 LMI 조건(15)를 풀어 다음의 해 (X, Y, K) 를 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} X = & \begin{bmatrix} 29.431 & -0.324 & -3.7906 & -1.034 & -23.956 & 0 & 0 \\ -0.324 & 2.526 & 0.286 & 1.035 & -3.121 & 0 & 0 \\ -3.790 & 0.286 & 4.327 & 0.641 & -0.137 & 0 & 0 \\ -1.034 & 1.035 & 0.641 & 4.684 & 2.881 & 0 & 0 \\ -23.956 & -3.121 & -0.137 & 2.881 & -244.137 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \\ Y = & \begin{bmatrix} 7.704 & 2.104 & -0.281 & 0.325 \\ 2.104 & 0.679 & -0.073 & 0.255 \\ -0.281 & -0.073 & -20.602 & 24.531 \\ 0.325 & 0.255 & 24.531 & 256.390 \\ 58.415 & 5.903 & 7.324 & -9.152 \\ -3.225 & -1.163 & 7.752 & 14.182 \\ 16.653 & 4.598 & 15.014 & 15.579 \\ 90.897 & 29.427 & -38.891 & 18.855 \\ 24.119 & 13.316 & 7.507 & -39.932 \\ 89.216 & 13.523 & 36.877 & 19.257 \\ 82.039 & 19.709 & 10.493 & 24.526 \end{bmatrix}, \\ K = & \begin{bmatrix} 29.431 & -0.324 & -3.7906 & -1.034 & -23.956 & 0 & 0 \\ -0.324 & 2.526 & 0.286 & 1.035 & -3.121 & 0 & 0 \\ -3.790 & 0.286 & 4.327 & 0.641 & -0.137 & 0 & 0 \\ -1.034 & 1.035 & 0.641 & 4.684 & 2.881 & 0 & 0 \\ -23.956 & -3.121 & -0.137 & 2.881 & -244.137 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

결국 공식 (6)에 따라 우리는 다음의 이득행렬 F, L 을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} L = & \begin{bmatrix} -2.486 & -3.107 & 2.136 & -4.907 \\ 37.299 & 21.152 & -0.364 & 26.009 \\ -11.908 & -4.212 & 3.366 & -3.994 \\ -28.645 & -16.122 & 0.803 & -20.032 \\ 22.851 & 12.013 & -0.431 & 10.086 \\ -166.195 & -80.941 & 36.888 & -93.335 \\ 371.962 & 160.279 & -53.436 & 185.007 \\ -100.456 & -65.083 \\ -26.737 & -20.688 \\ 3.698 & 2.261 \\ -3.113 & -7.411 \end{bmatrix}, \\ F = & \begin{bmatrix} -2.486 & -3.107 & 2.136 & -4.907 \\ 37.299 & 21.152 & -0.364 & 26.009 \\ -11.908 & -4.212 & 3.366 & -3.994 \\ -28.645 & -16.122 & 0.803 & -20.032 \\ 22.851 & 12.013 & -0.431 & 10.086 \\ -166.195 & -80.941 & 36.888 & -93.335 \\ 371.962 & 160.279 & -53.436 & 185.007 \\ -100.456 & -65.083 \\ -26.737 & -20.688 \\ 3.698 & 2.261 \\ -3.113 & -7.411 \end{bmatrix} \quad (21) \end{aligned}$$

스위칭 평면 $\sigma = FCe = 0$ 에 구속된 슬라이딩 모드 동역학의 극점들은 (12)를 참조하여 다음과 같이 주어짐을 알 수 있다.

$$\{-1.206, -2.072, -2.586, -1.112 \pm j1.384\}$$

슬라이딩 모드 동역학의 최소 감쇠율 $\alpha = 0.5$ 가 보장되었음을 쉽게 알 수 있다.

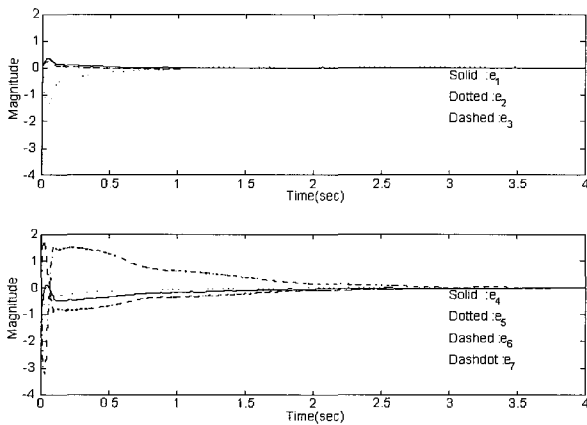


그림 1. 7차의 L-1011 비행기 모델에 대한 관측오차 (위: e_1, e_2, e_3 , 아래: e_4, e_5, e_6, e_7).
 Fig. 1. Observation error for a 7th order L-1011 aircraft model (Top: e_1, e_2, e_3 , Bottom: e_4, e_5, e_6, e_7).

우리는 제안된 슬라이딩 모드 관측기의 성능을 알아보기 위해 시뮬레이션을 수행하였다. side slip angle인 x_4 만을 1로 하고 나머지 상태는 0이라고 가정하였다. 관측기의 초기 값은 0으로 하였다. 그리고 $\rho(t, x, u) = [\sin 2\pi t, 0]^T$ 이며 $D=B, u=0$ 라고 가정하였다. 또한 채터링 현상을 줄이기 위하여 불연속적 벡터 ν 는 $\nu = -2\sigma / (\|\delta\| + 0.01)$ 로 대체하였다. 그림 1(위)는 bank angle, yaw rate, roll rate의 관측오차인 e_1, e_2, e_3 을 보여주고 있으며 그림 1(아래)는 side slip angle, washout filter state, rudder deflection, aileron deflection의 관측오차인 e_4, e_5, e_6, e_7 을 보여주고 있다.

V. 결론

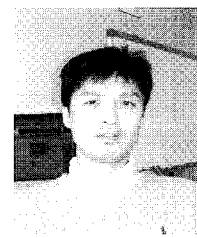
본 논문에서 우리는 불확실성을 갖는 다변수 시스템을 위한 슬라이딩 모드 관측기 설계 문제를 고려했다. 우리는 슬라이딩 모드 관측기가 존재할 조건을 LMI형태로 제시하였고 LMI 존재 조건의 해를 이용하여 슬라이딩 모드 관측기의 이득의 공식을 유도하였다. 본 논문에서 제시된 방법은 LMI에 기반을 두었기 때문에 일반적인 제어기 설계를 위한 LMI 기반 방법들처럼 LMI Control Toolbox[4]와 같은 매우 효율적인 convex 최적화 기법을 통해 슬라이딩 모드 관측기의 존재유무를 확인할 수 있으며 극배치조건, LQ/H_2 성능조건, covariance 성능조건, L_∞ 성능조건 등과 같이 LMI로 표현 가능한 성능지수들을 설계할 때 고려해 넣을 수 있는 융통성을 제공한다.

본 논문에서는 LQ 성능 제한 조건 및 α 안정성 구속 조건을 고려한 설계방법을 제시하였다. 본 논문에서 제시된 방법은 기존의 LMI 기반 방법 [3]과 달리 주어진 시스템을

canonical form으로 변환하기 위한 변환행렬을 구해야하고 이를 사용하여 주어진 시스템을 canonical form으로 변환해야 할 필요가 전혀 없고 또한 성능지수들도 canonical form의 좌표에서 재정의해야 할 필요가 전혀 없어 간단하고 직접적이다.

참고문헌

[1] B. L. Walcott and S. H. Zak, "State observation of nonlinear uncertain dynamical systems", *IEEE Trans. Automat. Contr.*, vol. 32, no. 2, pp. 166-170, 1987.
 [2] C. Edwards and S. K. Spurgeon, "Sliding mode control: theory and applications", Bristol, PA: Taylor & Francis Ltd, 1998.
 [3] C. P. Tan and C. Edwards, "An LMI approach for designing sliding mode observers", *Int. J. Contr.* vol. 74, no. 16, pp. 1559-1568, 2001.
 [4] P. Gahinet, A. Nemirovski and A. J. Laub, "LMI Control Toolbox User's Guide", MA: The MathWorks Inc., Natic, 1995.
 [5] S. Boyd, L. El Ghaoui, E. Feron and V. Balakrishnan, "Linear matrix inequalities in system and control theory", *SIAM*, Philadelphia, 1994.
 [6] C. Scherer, P. Gahinet and M. Chilali, "Multiobjective output-feedback control via LMI optimization", *IEEE Trans. Automat. Contr.*, vol. 42, no. 7, pp. 896-9111, 1997.
 [7] V. I. Utkin, "Variable structure systems with sliding modes", *IEEE Trans. Automat. Contr.*, vol. 22, no. 2, pp. 212-222, 1977.
 [8] B. S. Heck, S. V. Yallapraganda and M. K. H. Fan, "Numerical methods to design the reaching phase of output feedback variable structure control", *Automatica*, vol. 31, no. 2, pp. 275-279, 1995.



최한호

1966년 8월 25일생. 1988년 2월 서울대학교 제어계측공학과(공학사). 1990년 2월 한국과학기술원 전기 및 전자공학과(공학석사). 1994년 8월 한국과학기술원 전기 및 전자공학과(공학박사). 1994년 9월~1998년 2월 대우전자 전자기술 연구소 연구원. 1998년 3월~2003년 2월 안동대학교 전자공학교육과 교수. 2003년 3월~현재 동국대학교 전기공학과 교수. 관심분야는 가변구조제어이론, 마이크로 기반 제어, 가상현실 및 로봇틱스.