

크기 및 변화율 제한을 갖는 비선형 시스템의 제어

Nonlinear Control with Magnitude and Rate Constraints

이 정 국*, 이 금 원*, 이 준 모*

Jung-Kook Lee*, Keum-Won Lee*, Jun-Mo Lee*

요 약

본 논문에서는 다항식형태의 비선형성을 갖는 미지의 파라미터를 갖는 2차원의 공탄성(aeroelastic) 시스템에 대한 제어기 설계를 다룬다. 특히 제어기구현에 사용되는 상태 및 actuator 구동기신호가 크기, 변화율 및 대역제한조건을 가지는 경우는 실현이 불가능한데, 이 경우에도 각각에 대한 필터를 사용하여 해결한다. 우선 backstepping에 기초한 오차신호를 정의하고, 명령신호 및 필터출력 신호에 대한 추적오차신호를 정의하며, 필터구성에 따른 보상된 추적오차신호를 재정의한다. 안정화를 위하여 Lyapunov함수를 도입하고, 안정성 원리에 따라 적응식을 유도한다. 시뮬레이션을 통해서 유용성을 입증한다.

Abstract

This paper deals with a controller design for a 2 dimensional aeroelastic model which has unknown parameters including polynomial type nonlinearity. Actually in case of state and actuator signal having magnitude, rate and bandwidth limitations, the controller can't be implemented and so in each case, a filter is used for implementation. First, error signals are defined upon the backstepping theory, and tracking error signals are also defined due to command signal and filter signals and then compensated tracking error signals are defined. Lastly, a Lyapunov function is defined for the stabilization and from this method, an adaptive law is derived. Simulations are done for the demonstration of the effectiveness of the algorithms.

Keywords : aeroelastic model, filter, backstepping control, tracking error, Lyapunov function, adaptive law

I. 서 론

저가이면서 성능이 좋은 마이크로프로세서의 발달로 인해서 최근에 와서는 비선형시스템의 이론과 응용에 많은 발전이 있어 왔다. 비선형시스템 이론에 관해서는 대부분 귀환 선형화나 슬라이딩모드제어, 비선형적응제어등의 기술이 주로 연구되고 있다. 이러한 이론의 응용으로, 항공분야, 로봇틱스 분야 등에서 이루어 지고 있다. 결과적으로 비선형제어시스템은 자동제어분야에서 매우 중요한 분야로 자리를 잡아 가고 있다. 비선형시스템의 특성상 그 비선형 구조가 미지인 경우가 많고, 아울러 비선형성이 알려져 있어도 파라미터가 미지인 경우가 많다. 따라서 파라미터변화에도 불구하고 성능이 얻어지는 견실성도 필요하게 된다. 퍼지나 신경망 등 지능제어를 이용한 비선형시스템제어도 이러한 목적에 부합될 수 있다.

비선형시스템은 선형시스템과 달리 경우에 따라 다양한 제어기 설계방법들이 연구되고 있는데, 대부분 시스템 파

라미터가 미지인 경우를 다루고 있다. 온라인에 기초한 필터를 사용하여 backstepping에 기초한 제어기를 설계하거나 [1-4], 플랜트가 개방루프 안정이고 최소위상시스템인 경우 포화비선형특성에 대해서 적응제어기를 도입하거나[5-6], 파라미터 불확실성이 있는 경우 상태귀환에 입각한 hypersurface 개념을 도입하여 이의 선형 추정오차가 0에 수렴하게함으로써 페루프가 점근적으로 이 면에 추종하게 하는 연구결과도 있다[7]. 기존의 비선형시스템제어를 위한 방법들로는 귀환선형화법, 슬라이딩모드 제어, back-stepping등의 방법이 있다. 귀환선형화법이나 back-stepping법은 기지의 비선형성을 소거하여 선형화한 상태에서 제어를 실현한다. 또 이 과정에서 생길 수 있는 파라미터의 불확실성처리를 위해서는 다양한 견실화방법을 채택한다. 예를 들면 많이 사용되고 있는 적응제어에서는 파라미터의 불확실성을 처리를 위해서 추정해 가는 적응 알고리즘을 사용한다. 이 경우는 비선형성구조는 기지로 하고, 다만 파라미터 일부가 미지로 된 경우에 적용할 수 있다. 또 견실제어법은 미지 비선형성분의 상한선을 알고 있는 경우에 사용된다. 이 때는 종종 고이득(high-gain) 귀환기

*관동대학교 전자정보통신공학부

논문 번호 : 2007-1-2 접수 일자 : 2007. 1. 5

심사 완료 : 2007. 4. 11

형태가 된다. 이상의 방법들은 플랜트의 비선형성 구조가 기지이거나 어떤 기지의 함수에 의해서 제한된(bounded) 경우에 가능하다. 그렇지만 고성능 비행체(aircraft)나 무인 항공기(UAV, Uninhahited Aerial Vehicles)의 제어와 같이 많이 응용되고 있는 비선형시스템에서 비선형성 자체가 온라인으로 근사화되어야 할 필요가 있다. 보통은 동작조건, 소자마모나 전투기 경우처럼 전투로 인해서 파손이 된 경우와 같이 dynamics가 시변일 수 있기 때문이다. 온라인 근사화방법의 예로는 신경망이나 퍼지, splines 등 지능제어 기법이 연구되고 있다.

본 연구에서는 크기나 변화를 또는 대역제약조건이 알려져 있는 미지파라미터와 미지의 비선형구조를 갖는 비선형 시스템의 온라인 근사화방법에 대해서 연구한다. 제어대상인 비선형시스템으로 Texas A&M대학 연구팀이 만든 2차원의 Aeroelastic시스템[8]을 제어대상으로 선택하여 건설적응backstepping제어를 실현함으로써 파라미터가 미지이고, 출력귀환에 따른 비선형제어를 실현하고자 한다. 본 Aeroelastic모델은 최소위상시스템이다. 이 시스템은 다항식 형태의 비선형성을 가지고 있다. 추적오차를 정의하고, backstepping과정에 따른 귀환제어를 설정한다. 크기, 변화를 및 대역제한 필터[1-4]를 사용하여 물리적인 제약조건을 부여한다. 또 안정한 제어를 보장하기 위해서 Lyapunov 함수를 설정하여 이로부터 적응식을 유도한다. 시뮬레이션을 통해 알고리즘을 유용성을 보인다. 상업용 소프트웨어인 Matlab을 사용하여 시뮬레이션을 통해서 알고리즘의 유용성을 검증하기로 한다.

II. 문제 설정

그림 1은 본논문에서 제어대상으로 사용할 미국 텍사스 A&M 대학에서 개발한 2차의 공탄성(aeroelastic) 모델을 보여주고 있다[8]. 여기서 시스템 방정식은

$$\begin{bmatrix} I_\alpha & m_w x_\alpha b \\ m_w x_\alpha b & m_t \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\alpha} \\ \ddot{h} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_\alpha & 0 \\ 0 & c_h \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{h} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_\alpha(\alpha) & 0 \\ 0 & k_h(h) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M \\ -L \end{bmatrix} \quad (1)$$

이다. 식 (1)에서 h 는 플러지 변위, α 는 피치각, m_w 는 날개의 무게, m_t 는 전체 무게, b 는 반현의 길이, I_α 는 관성모멘트, x_α 는 탄성축에서 무게중심까지 무차원의 거리, k_α, k_h 는 각각 피치각 및 플러지에서 구조화된 용수철계수이며, c_α, c_h 는 각각 피치와 플러지 감쇄계수이다. 또 L, M 은 각각 항공역학적인 양력(lift)과 모멘트를 의미하며 다음으로 주어진다.

$$\begin{aligned} L &= \rho U^2 b c_{l\alpha} \left(\alpha + \frac{\dot{h}}{U} + \left(\frac{1}{2} - a \right) b \frac{\dot{\alpha}}{U} \right) + \rho U^2 b c_{l\beta} \beta \quad (2) \\ M &= \rho U^2 b^2 c_{m\alpha} \left(\alpha + \frac{\dot{h}}{U} + \left(\frac{1}{2} - a \right) b \frac{\dot{\alpha}}{U} \right) + \rho U^2 b c_{m\beta} \beta \\ k_\alpha(\alpha) &= k_{\alpha_0} + k_{\alpha_1} \alpha + k_{\alpha_2} \alpha^2 + k_{\alpha_3} \alpha^3 + k_{\alpha_4} \alpha^4 \\ k_h(h) &= k_{h_0} + k_{h_1} h^2 \end{aligned}$$

여기서 U 는 자유유속(freestream) 속도, a 는 반현에서 탄성축까지의 무차원거리, s_p 는 스패, c_l, c_m 는 각각 영각(angle of attack)에 대한 양력 및 모멘트계수이고, $c_{l\beta}, c_{m\beta}$ 는 각각 제어면 변위 β 에 대한 양력 및 모멘트계수이다. 또 $k_\alpha(\alpha), k_h(h)$ 는 각각 4차 및 2차의 다항식형의 비선형을 갖는다. 식 (1)을 간단히 정리하면

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \alpha \\ \dot{\alpha} \\ h \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ f_2(\alpha, \dot{\alpha}, h, \dot{h}) \\ \dot{h} \\ f_4(\alpha, \dot{\alpha}, h, \dot{h}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ b_{01} \\ 0 \\ b_{02} \end{bmatrix} \beta \quad (3)$$

와 같은 형태가 된다. 출력은

$$y = \alpha \quad (4)$$

로 두어 출력귀환에 사용한다.

이식에서 상태변수를 $x = [(\alpha, \dot{\alpha}, h, \dot{h})]^T$ 로 정의하여 상태방정식을 구하면

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= f_2(x) + b_{01}\beta = \theta^T \phi(x) + b_{01}\beta \\ \dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= f_4(x) + b_{02}\beta = \theta_1^T \phi(x) + b_{02}\beta \end{aligned} \quad (5)$$

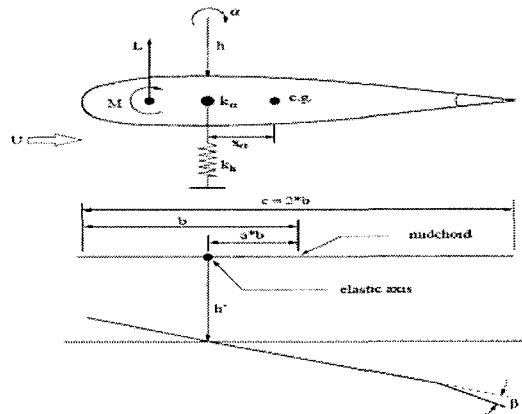


그림 1. Aeroelastic 시스템
Fig. 1. Aeroelastic system

가 된다. 여기서 $\phi = [x_1, x_2, x_3, x_4, x_1^2, x_1^3, x_1^4, x_1^5, h^3] \in R^9$ 이고

θ, θ_1 은 식 (1)로부터 식 (3)을 만들고 최종적으로 식 (5)를 구성할 때 얻어지는 행렬로 프로그램 수행중에 업데이트된 양이다. 파라미터 추정오차는

$$\begin{aligned} \tilde{\theta} &= \theta - \hat{\theta} \\ \tilde{\theta}_1 &= \theta_1 - \hat{\theta}_1 \end{aligned} \quad (6)$$

와 같이 정의한다. 여기서 $\hat{\theta}, \hat{\theta}_1$ 는 각각 θ, θ_1 에 대한 추정값이다.

한편 추적오차(tracking error)를

$$\begin{aligned} x_1 - x_{1c} &\equiv \tilde{x}_1 \\ x_2 - x_{2c} &\equiv \tilde{x}_2 \end{aligned} \quad (7)$$

와 같이 정의한다. 또 $x_1 = \alpha = y$ 로서 출력신호가 되기 때문에 x_{1c} 는 요구되는 명령신호이다. 그림 2는 크기, 변화율 및 대역제한 필터를 나타내고 있다[1]. 이 필터의 특성은 다음과 같다.

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x_c \\ x_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -2\zeta\omega_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_c \\ \dot{x}_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \cdot 2\zeta\omega_n \times \text{sat} \left(\frac{\omega_n^2}{2\zeta\omega_n} [\text{sat}(x_c^0) - x_c] \right)$$

이 필터는 전반부의 magnitude limiter는 크기조정을, rate limiter는 변화율 조절을, 그리고 $2\zeta\omega_n$ 부분은 대역폭을 조절한다. 식 (7)에서 x_{2c} 는 그림 2의 크기, 변화율 및 대역제한 필터의 출력계적이다. 필터의 입력신호 x_{2c}^0 는 backstepping 제어기에 의해 정의된다.

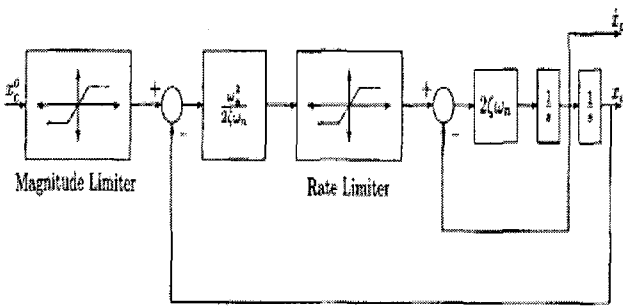


그림 2. 크기, 변화율 및 대역제한 필터
Fig. 2. Magnitude, rate and band limiting filter

III. 제어기 설계

1. 제어기 설계

한편 식 (7)으로부터

$$\dot{\tilde{x}}_1 = \dot{x}_2 - \dot{x}_{1c} \quad (8)$$

를 얻는다. 또 backstepping 과정에 따라, 다음 귀환 제어 $x_{2c} = \mu_1$ 가 존재한다고 하면

$$\mu_1 \equiv \dot{x}_{1c} - k_1 \tilde{x}_1 \quad (9)$$

와 같이 둘 수 있다. 식 (5), (8) 및 (9)로부터

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{x}}_1 &= -k_1 \tilde{x}_1 + \tilde{x}_2 \\ \dot{\tilde{x}}_2 &= f_2 - \dot{x}_{2c} + b_{01} \beta \end{aligned} \quad (10)$$

를 얻는다.

2. 제약조건 문제

한편 식 (5)에서 상태 x 및 제어입력 β 에 물리적인 제약조건이 있는 경우에는 식 (9)의 실현이 불가능하다. 따라서 이 경우에는 다른 과정이 추가로 필요하다. 우선

$$\begin{aligned} x_{2c}^* &\equiv \mu_1(x_{1c}, \tilde{x}_1) - \xi_2 = \dot{x}_{1c} - k_1 \tilde{x}_1 - \xi_2 \\ \dot{\xi}_1 &\equiv -k_1 \xi_1 + (x_{2c} - x_{2c}^*) \end{aligned} \quad (11)$$

와 같이 정의한다. 여기서 x_{2c}^0 는 그림 2의 크기, 변화율 및 대역폭 필터에 입력된다. ξ_2 는 식 (13)에서 정의되는 보조신호이다.

이때 필터의 보상된 추적오차는

$$\begin{aligned} \bar{x}_1 &\equiv \tilde{x}_1 - \xi_1 \\ \bar{x}_2 &\equiv \tilde{x}_2 - \xi_2 \end{aligned} \quad (12)$$

로 정의한다. 또 다음을 정의하는데 여기서 β_c^0 는 그림 2와 동일한 또 다른 필터에 입력되는 제어신호이고 다음과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} \beta_c^* &\equiv (\dot{x}_{2c} - k_2 \bar{x}_2 - \tilde{\theta}^T \phi - \bar{x}_1) / \hat{b}_{01} \\ \dot{\xi}_2 &\equiv -k_2 \xi_2 + \hat{b}_{01} (\beta_c - \beta_c^*) \end{aligned} \quad (13)$$

따라서, 식 (5), (6), (10), (11) 및 (13)을 이용하여 식 (12)으로부터 새로 정의된 보상된 추적오차신호에 대한 동적방정식을 구하면

$$\begin{aligned} \dot{\bar{x}}_1 &= \frac{d}{dt} (x_1 - x_{1c} - \xi_1) = \bar{x}_2 - k_1 \bar{x}_1 \\ \dot{\bar{x}}_2 &= \dot{\tilde{x}}_2 - \dot{\xi}_2 = \tilde{\theta}^T \phi + \hat{b}_{01} \beta - k_2 \bar{x}_2 - \bar{x}_1 \end{aligned}$$

$$\text{단, } \beta = \beta_c, \tilde{b}_{01} = b_{01} - \hat{b}_{01} \quad (14)$$

와 같다. 식 (14)의 시스템에 대한 Lyapunov함수를 구하면 \bar{x}_1, \bar{x}_2 신호가 안정화되고, 또 그림 2의 필터가 잘 동작한다고 하면 식 (11)과 식 (13)의 ξ 신호가 안정화되고, 따라서 \tilde{x}_1, \tilde{x}_2 신호가 안정화된다. 이 것은 식 (7)에서 x_1, x_2 가 안정화됨을 의미한다.

3. Lyapunov 함수 설정

Lyapunov함수로는 다음을 선정한다.

$$V_1 = \frac{1}{2} \bar{x}_1^2 \quad (15)$$

또 이식을 미분하면

$$\dot{V}_1 = \bar{x}_1 [\dot{\bar{x}}_2 - k_1 \bar{x}_1] = -k_1 \bar{x}_1^2 + \bar{x}_1 \dot{\bar{x}}_2 \quad (16)$$

가 되고, $\dot{V}_1 \leq 0$ 임을 보장하기 위해서는 Lyapunov함수를 다음과 같이 재정의한다.

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2} \bar{x}_2^2 + \frac{\tilde{\theta}^T \Gamma \tilde{\theta}}{2} + \frac{1}{2} \tilde{b}_{01}^2 v_2 \quad (17)$$

또 이 함수를 미분하면

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= -k_1 \bar{x}_1^2 + \bar{x}_1 \dot{\bar{x}}_2 + \bar{x}_2 [\dot{\theta}^T \tilde{\Phi} - \tilde{b}_{01} \dot{\beta}_c - k_2 \dot{\bar{x}}_2 - \dot{\bar{x}}_1] + \tilde{\theta}^T \Gamma \dot{\tilde{\theta}} + \tilde{b}_{01} \dot{\tilde{b}}_{01} v_2 \\ &= -k_1 \bar{x}_1^2 - k_2 \bar{x}_2^2 + \tilde{\theta}^T (\bar{x}_2 \tilde{\Phi} + \Gamma \dot{\tilde{\theta}}) - \tilde{b}_{01} (\bar{x}_2 \dot{\beta}_c - \dot{\tilde{b}}_{01} v_2) \end{aligned} \quad (18)$$

가 된다. 식 (18)에서 $\dot{V}_2 \leq 0$ 의 조건을 모든 변수들 값에 대해서 항상 만족하기 위해서는 우변의 둘째 및 셋째항에 대한 조건식을 유도하여야 한다.

4. 적응식

위의 식 (18)에서 $\dot{V}_2 \leq 0$ 가 성립하게 위한 최선의 방법은 미분식이 들어가 있는 항상 양수 또는 음수를 보장하기 힘든 우변의 2개 항이 0이 되어야 하며, 따라서 다음과 같이 파라미터들의 적응식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{\theta}} &= -\dot{\hat{\theta}} = -\Gamma^{-1} \bar{x}_2 \tilde{\Phi}(x) \\ \dot{\tilde{b}}_{01} &= -\dot{\hat{b}}_{01} = \frac{1}{v_2} \bar{x}_2 \dot{\beta}_c \end{aligned} \quad (19)$$

이 적응식을 사용하면 식 (19)는

$$\dot{V}_2 = -k_1 \bar{x}_1^2 - k_2 \bar{x}_2^2 \quad (20)$$

과 같이 된다. 결국 $V_2 \geq 0, \dot{V}_2 \leq 0$ 가 성립되기 때문에, $0 \leq V_2(t) \leq V_2(0)$ 가 된다. 또 이 결과와 식 (17)로부터 $\bar{x}_1, \bar{x}_2, \tilde{\theta}, \tilde{b}_{01}$ 는 유계(bounded)임을 알 수 있다.

5. 안정성

한편 상태변수들의 점근안정을 보장하기 위해서 Barbalat의 보조정리[9]에 따라 $\ddot{V}_2 < \infty$ 임을 보여야 한다. 따라서 식 (20)을 미분하면

$$\begin{aligned} \ddot{V}_2 &= -2(k_1 \dot{\bar{x}}_1 \bar{x}_1 + k_2 \dot{\bar{x}}_2 \bar{x}_2) \\ &= -2(k_1 \bar{x}_1 [\dot{\bar{x}}_2 - k_1 \bar{x}_1] + k_2 [\tilde{\theta}^T \dot{\tilde{\Phi}} + \tilde{b}_{01} \dot{\beta}_c - k_2 \dot{\bar{x}}_2 - \dot{\bar{x}}_1]) \end{aligned} \quad (21)$$

가 된다. 또 $\bar{x}_1, \bar{x}_2, \tilde{\theta}, \tilde{b}_{01}$ 가 유계이고, 또 β 는 필터출력신호로 유계가 되기 때문에, ϕ 가 평등유계(uniformly bounded) 조건[1]을 만족한다면, 식 (21)은 $\ddot{V}_2 < \infty$ 임을 알 수 있다. 따라서 Barbalat의 보조정리로부터 $t \rightarrow \infty$ 이면 $\dot{\bar{x}}_i$ 신호들이 점근수렴하고, 이에 따라서 ξ_i, \tilde{x}_i 및 x_i 신호들이 점근수렴한다.

IV. 시뮬레이션 및 고찰

시뮬레이션에서는 편의상 $k_n(h)$ 의 2차항은 0으로 두고 하고 상태변수에 물리적인 제약조건을 부과한 경우를 취급한다. 즉 제어입력에 대해서는 제약조건이 없다고 본다. 상태에 대해 필터의 파라미터값으로는 크기 및 변화율에 대해서 전부 1의 값을 제약조건으로 하였고, 여기서 $\zeta = 1, w_n = 1$ 로 선택하였다. 초기값으로는 $(\alpha, \dot{\alpha}, h, \dot{h}) = (20 * \pi / 180, 0, 0.02, 0)$ 을 사용했다. 이 초기값은 참고문헌 [10]보다는 2배로 큰 값이다. 결과적으로 참고문헌 [10]은 본 논문의 초기조건으로는 더 크고 고주파성분이 많은 결과를 보여준다. 다만 본 논문의 방법은 필터를 사용함으로써 참고문헌[10]에 비해 정정시간이 더 소요되는 단점이 있다. 귀환제어식에 들어가는 상수 k_1, k_2 는 각각 1과 100으로 선정했다. 또 요구명령신호의 동적방정식은

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x_{1c} \\ \dot{x}_{1c} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\omega_n^2 & -2\zeta\omega_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{1c} \\ \dot{x}_{1c} \end{bmatrix}$$

를 사용하였고, 선형부분에 대한 영점이 $(-1.3815 \pm 19.3643j)$ 로서 최소 위상 시스템을 알 수 있다. Lyapunov 함수에 사용한 행렬 Γ 는 I_0 로 선택하였다.

그림 3은 피치각 α 를 보여주고 있는데, 초기값 20° 에서 약 50초 후에 0에 수렴함을 알 수 있다. 그림 4는 플랜지 변위 h 에 대한 위상도를 보여 주고 있으며, 역시 시간이 지남에 따라 평형점인 원점에 수렴한다. 위상도는 비선형 해석에 많이 사용되며, 다양한 초기조건으로부터 비선형시스템의 거동을 해석적으로 풀지않고도 보여주는 장점이 있다[9]. 그림 5은 필터입출력 신호를 보여주고 있는데, 필터링이 잘 되어 있음을 알 수 있고, 즉 점선으로 표시된 과도기의 큰 값대신 실선으로 표시된 x_{2c} 신호는 크기, 변화를 및 대역폭이 제한되게 만들어져서 제어기구현에 무리가 덜 가는 신호로 사용될 수 있음을 알 수 있다. 그림 6은 요구 명령신호를 보여주고 있다. 여기서 $w_n = 1[\text{rad/sec}]$, $\xi = 1[3]$ 을 사용하였다.

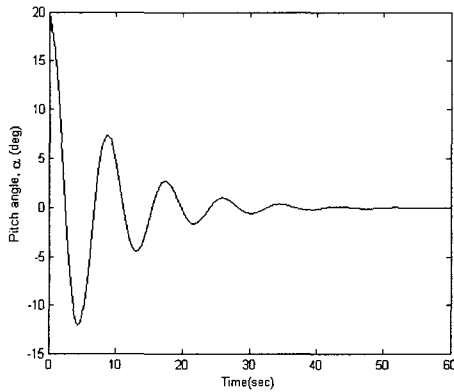


그림 3. 피치각 α
Fig. 3. Pitch angle α

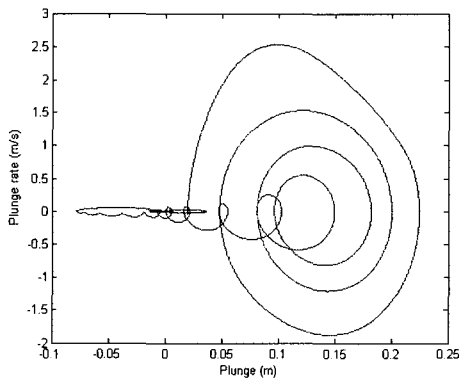


그림 4. 플랜지 변위 h 및 변화율 \dot{h}
Fig. 4. Plunge h and plange rate \dot{h}

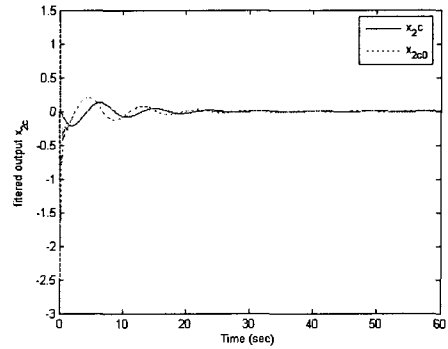


그림 5. 필터 입출력 신호
Fig. 5. Input and output of a filter

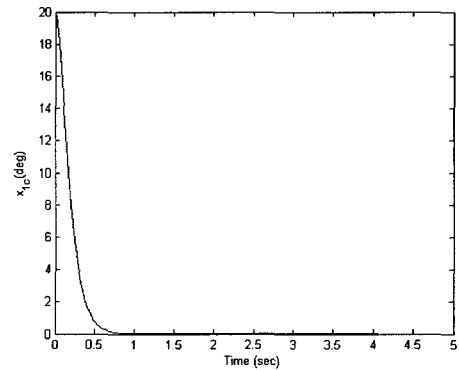


그림 6. 요구 명령신호
Fig. 6. Desired command input

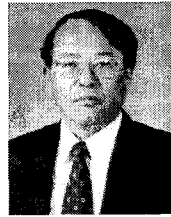
V. 결 론

본 논문에서는 2차 모델의 Aeroelastic 시스템에 대한 크기 및 변화를 제약할 갖는 경우에 대한 제어를 설계하였다. 기존의 연구결과와 초기조건보다 2배나 큰 값을 사용하였다. 추적오차 및 보상된 추적오차를 정의하였으며, 제약조건문제를 다루기 위해서 필터를 구성하였다. 제어기 설계에 사용되는 상태변수에 크기, 변화를 및 대역폭 등의 부가한 물리적인 제약조건이 있는 경우에도 제어가 설계되어 안정한 출력을 얻을 수 있음을 보였다. 이를 위하여 Lyapunov 함수 안정도조건을 만족하는 적응식을 유도하였고, Barbalat 보조정리를 사용하여 제어기의 안정성을 보장하였다. 차후로는 제어입력신호에 대한 추가적인 제약조건이 있는 경우에 대한 시스템설계를 할 예정이다.

VI. 참고 문헌

- [1] Jay Farrel, Marios Polycarpou and Manu Sharma, " On-Line Approximation Based Control of Uncertain Nonlinear Systems with Magnitude, Rate and Bandwidth

- Constraints on the States and Actuators, " Proc. of the 2004 American Control Conference, pp. 2557-2562, Jun 30-July 2, 2004.
- [2] Mario Polycarpou, Jay Farrel and manu Sharma, " On-Line Approximation Control of Uncertain Nonlinear Systems : Issues with Control Input Saturation, " Proc. of the American Control Conference, pp. 543-548, June 4-6, 2003.
- [3] Jay Farrell, Marios Polycarpou, and Manu Sharma, "Adaptive Backstepping with magnitude, rate and Bandwidth Constraints : Aircraft Longitude Control, " Proc. of the American Control Conference, pp. 3898-3904, June 4-6, 2003.
- [4] Jay Farrell, Manu Sharma and Marios Polycarpou, "Backstepping-Based Flight Control with Adaptive Function Approximation," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 28, No. 6, 2005.
- [5] A. M. Annaswamy and Jo-Ey Wong, " Adaptive Control in the Presence of Saturation Non-linearity, " Int. Journal of Adaptive Control and Signal Processing, Vol. 11, pp.3-19, 1997.
- [6] S. P. Karason and A. M. Annaswamy, " Adaptive Control in the Presence of Input Constraints, " IEEE Tr-AC, Vol. 39, No.11, Nov. 1994.
- [7] Sahjendra N. Singh and Marc Steinberg, " Adaptive Control of Feedback Linearizable Nonlinear Systems with Application to Flight Control, " Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 19, No. 4, 1996.
- [8] Jeonghwan Ko and Thomas Strganac and Andrew J. Kurdila, "Stability and Control of a Structurally Nonlinear Aeroelastic System, " Journal of Guidance, Control, and Dynamics, " Vol. 21, No. 5, 1998.
- [9] Jean-Jacques E. Slotine and Weiping Li, *Applied nonlinear control*, Prentice-Hall, 1991.
- [10] Keum W. Lee and Sahjendra N. Singh, "Global Robust Control of an Aeroelastic System Using Output Feedback," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 30, No.1, 2007.



이정국(Jung-Kook Lee)

1999년 관동대학교 전자공학과 졸업

2001년 관동대학교 전자공학과 졸업

(공학석사)

2001년 3월 ~ 현재 관동대학교 대학원

전자 공학과 박사과정 재학

관심분야 : 유한정정제어 및 비선형제어.



이금원(Keum-Won Lee)

1982년 한양대학교 전자공학과 졸업

1984년 한양대학교 전자공학과 졸업

(공학석사)

1992년 한양대학교 전자공학과 졸업

(공학박사)

1992년 3월 ~ 현재 관동대학교 전자정보 통신공학부 교수

관심분야 : H_∞ 이론, 유한정정제어, 의용전자 및 비선형 제어.



이준모(Joon-Mo Lee)

1975년 명지대학교 전자공학과 졸업

1979년 명지대학교 전자공학과 졸업

(공학석사)

1996년 단국대학교 전자공학과 졸업

(공학박사)

1980년 3월 ~ 현재 관동대학교 전자정보 통신공학부 교수

관심분야 : 회로 및 시스템, 퍼지제어, 유한정정제어,

신경회로망.