

준 슬라이딩 모드 제어 기법을 이용한 모델 추종 비행제어 시스템 설계

Model Following Flight Control System Design

최 동 균, 김 신, 김 종 환
(Dong-Gyun Choe, Shin Kim, and Jong-Hwan Kim)

Abstract : In this paper a model following flight control system design using the discrete time quasi-sliding mode control method is described. The quasi-sliding mode is represented as the sliding mode band, not as the sliding surface. The quasi-sliding mode control is composed of the equivalent control for the nominal system without uncertainties and disturbances and the additive control compensating the uncertainties and disturbances. The linearized plant on the equilibrium point is used in designing a flight control system and the stability conditions are proposed for the model uncertainties. Pseudo-state feedback control which uses the model variables for the unmeasured states is proposed. The proposed method is applied to the design of the roll attitude and pitch load factor control of a bank-to-turn missile. The performance is verified through the nonlinear six degrees of freedom flight simulation.

Keywords : flight control system, discrete time quasi-sliding mode control, equivalent control

I. 서론

슬라이딩 모드 제어기법은 모델의 불확실성과 외란이 존재할 경우에도 제어시스템의 상태를 슬라이딩 평면에 있도록 하는 강인한 제어기 설계기법이다[1][2]. 슬라이딩 모드 제어는 보통 슬라이딩 함수에 의하여 슬라이딩 평면을 정의하고 슬라이딩 함수값의 부호에 따라 불연속적인 값을 갖는 부호함수(Sign Function)를 제어입력으로 사용한다. 제어입력에 부호함수가 포함될 경우 가변구조 제어 시스템(Variable Structure Control System)이라고 부른다. 스위칭 함수에 불연속적인 부호 함수는 이상적으로 순간적인 스위칭이 요구된다. 매우 빠른 스위칭이 가능한 제어입력을 갖는 제어 시스템으로는 직류 모터의 위치제어에 사용되는 펄스폭 동조(Pulse Width Modulation)나 우주 비행체의 위치제어에 사용되는 분사제어 시스템을 예로 들 수 있으나 그 수는 매우 제한적이다[1]-[3].

슬라이딩 모드 제어기법의 적용을 어렵게 하는 문제로 채터링 현상을 들 수 있다. 채터링 현상은 불연속적인 부호함수를 포함하는 제어입력을 실제로 구현할 경우 입력 시스템의 시간지연이 고주파 동역학 운동을 유발시켜 발생하게 된다[1][2][4]. 제어시스템의 경우 입력시스템에 시간지연을 포함하는 경우가 대부분이므로 부호함수를 사용하는 슬라이딩 모드 제어의 경우에는 채터링 현상을 피하기 어렵다. 채터링은 슬라이딩 모드 제어의 적용을 가로막는 주된 장애요인으로 인식이 되어 채터링을 감소시키기 위한 많은 노력이 있었다[1][2][4]-[7]. 채터링 감소를 위한 대표적인 방법은 불연속 제어입력을 연속함수로 근사화하는 방법으로 Slotine에 의하여 제안된 슬라이딩 평면 근처에 경계층(Boundary Layer)을 사용하여 불연속 입력을 연속화시키는 방법을 예로 들 수 있다. 그러나 불연속 함수

를 연속함수로 근사화하는 방법은 이상적인 슬라이딩 모드 제어가 갖는 불변성(Invariance) 특성을 잃는다. 즉, 모델 불확실성이나 외란이 존재할 경우 제어시스템의 상태가 슬라이딩 함수값이 영인 슬라이딩 평면에 존재하지 못하고 슬라이딩 평면으로 부터 일정한 크기의 영역내에 존재하게 된다[3]-[5].

슬라이딩 모드가 이상적인 슬라이딩 평면내에 존재하지 못하고 슬라이딩 평면으로부터 일정한 대역내에 존재할 경우를 준 슬라이딩 모드라고 정의한다[8]-[12]. 준 슬라이딩 모드에 대한 정의는 이산시간 슬라이딩 모드 제어기법에서 처음 소개되었다[8][9]. 디지털 제어 입력은 샘플링 주기동안 일정한 값을 갖게되므로 샘플링 주기내에서 스위칭을 할 수 없기 때문에 이상적인 슬라이딩 모드를 구현할 수 없다. 샘플링 주기가 감소하면 연속시간 시스템과 유사해지고 점점 이상적인 슬라이딩 모드를 구현할 수 있게 된다. 그러나 샘플링 주기가 유한하면 시스템의 상태는 슬라이딩 평면위에 존재하지 못하고 슬라이딩 평면 근처에서 진동하게 된다. 이로부터 준 슬라이딩 모드의 개념이 도입되었다 [8][9]. 본 논문에서는 이산시간 슬라이딩 제어 기법에서 도입된 준 슬라이딩 모드를 확장하여 슬라이딩 모드 제어시스템에서 슬라이딩 모드가 슬라이딩 평면으로부터 일정한 대역내에 존재하는 경우로 정의한다. 준 슬라이딩 모드는 채터링 감소를 위하여 경계층을 사용하는 경우와 같이 슬라이딩 모드 대역을 규정하여 응답성능과 채터링 감소를 절충하여 설계에 유연성을 제공한다.

비행제어 시스템은 비선형 동역학으로 모델링 되지만 평형점에서 선형화시킨 모델을 사용하여 설계를 수행한다 [13]. 모델에 불확실성이나 외란이 없는 경우 등가입력에 의하여 이상적인 슬라이딩 모드를 구현할 수 있다[10]. 선형화된 모델의 공력 파라미터는 풍동실험을 통하여 얻어 지는데 이 과정에서 불확실성이 포함된다. 또한 비행중에는 난류나 돌풍과 같은 예기치 못한 외란이 작용한다. 모델의 불확실성이나 외란에 대하여 강인한 제어시스템을

접수일자 : 2000. 1. 17., 수정완료 : 2000. 6. 13.

최동균 : 국방과학연구소

김 신, 김종환 : 한국기술원 전자전산학과 전기및전자공학전공

구현하기 위해서는 준 슬라이딩 모드의 대역폭의 크기를 작게하여야 한다. 본 논문에서는 불연속 보상입력을 연속 함수로 근사화한 방법과 모델 불확실성과 외란의 크기를 시간지연된 상태 변수와 입력변수를 사용하여 추정하는 방법을 사용하여 이들을 보상한다. 제안된 방법들을 사용하여 모델 불확실성과 외란을 보상하는 경우에 대하여 안정도 조건을 제시한다. 이상적인 슬라이딩 모드 구현을 위해서는 정합조건이 필요하다[8][10][14][15]. 본 논문에서는 모델 불확실성이나 외란이 정합조건을 만족시키지 않는 일반적인 경우에 대하여 논한다.

비행제어 시스템의 구동장치 동역학은 무시할 정도로 빠른 동역학이 아니므로 제어 시스템의 플랜트 모델에 포함하여 설계하게 된다. 그런데 비행제어 시스템을 설계할 경우 보통 구동장치의 변위는 궤환변수로 사용하지 않으므로 구동변위를 측정하지 않는다. 그러나 모델추종 제어기 설계의 경우에는 모든 상태변수가 필요하다. 모든 상태변수를 측정하지 않을 경우 슬라이딩 모드 제어기법을 적용하는 방법으로 출력을 이용한 슬라이딩 모드 제어기법과 추정기를 이용하여 상태변수를 추정하고 이를 슬라이딩 모드 제어에 사용하는 방법이 제시되었다[16]. 상태변수를 추정하는 방법은 가관측성 조건을 만족시켜야 하는데 구동변위를 측정하지 않을 경우 구동변위에 대한 상태변수는 관측가능하지 않다. 따라서 출력궤환에 의한 상태변수 추정방법은 적용하기 어렵다. 본 논문에서는 측정하지 않는 플랜트 상태변수에 대하여 개루프 모델변수를 사용하여 제어기를 설계하는 방법을 제안한다. 개루프 모델변수를 사용할 경우 모델링 오차가 존재하며 이에 대한 안정성 분석은 모델 불확실성과 외란에 대한 안정성 분석에서 같이 다룬다.

제안된 설계기법의 강인한 특성을 검토하기 위하여 Bank-To-Turn(BTT) 유도탄의 롤 자세제어 및 피치 가속도 제어에 대하여 적용하고, 비선형 시뮬레이션을 수행하여 성능을 입증한다.

2장에서는 이산시간 모델추종 준 슬라이딩 모드 제어기법에 대하여 논하고, 3장에서는 모델 불확실성과 외란을 보상하여 준 슬라이딩 모드의 대역폭을 감소시키는 방법에 대하여 설명한다. 4장에서는 Bank-To-Turn(BTT) 유도탄의 비행제어 시스템 설계에 적용하여 성능을 보이고 마지막으로 5장에서 결론을 맺는다.

II. 이산시간 모델추종 슬라이딩 모드 제어기법

비행역학은 연속시간에서 시변 비선형 시스템으로 표현된다[13][부록참조]. 이를 간략히 표현하면 (1)과 같다.

$$\dot{X}_{np} = F(X_{np}, U_{np}, t) + D_1(t) \quad (1)$$

여기서 F 는 모르는 시스템 방정식이고 D_1 은 모르는 외란이다. $X_{np} \in R^n$ 는 상태변수, U_{np} 는 제어입력이다. F 를 공칭 시스템 모델 F_o 와 모르는 시스템 모델의 불확실성 ΔF 의 합으로 표현하면 (2)과 같이 표현된다.

$$\dot{X}_{np} = F_o(X_{np}, U_{np}, t) + \Delta F(X_{np}, U_{np}, t) + D_1(t) \quad (2)$$

비행제어시스템은 시변 비선형 비행역학을 특정시점의

평형점(Equilibrium Point)에서 선형화하여 얻은 시불변 선형모델을 사용하여 설계된다. 상태변수 X_{np} 와 제어입력 U_{np} 를 평형점과 섭동항의 합으로 표현하면 각각 $X_{np} = X_{npo} + x_p$, $U_{np} = U_{npo} + u_p$ 로 표현할 수 있다. 특정시점 t_o 에서 평형점과 섭동항을 이용하여 공칭 비선형 비행역학 F_o 를 선형화하면 (3)과 같이 표현된다[4].

$$\begin{aligned} \dot{X}_{npo} + \dot{x}_p &= F_o(X_{npo}, U_{npo}, t_o) \\ &+ \left(\frac{\partial F_o}{\partial X_{np}} \right)_{(X_{np}=X_{npo}, U_{np}=U_{npo}, t=t_o)} x_p \\ &+ \left(\frac{\partial F_o}{\partial U_{np}} \right)_{(X_{np}=X_{npo}, U_{np}=U_{npo}, t=t_o)} u_p \\ &+ F_{o(h.o.t.)}(X_{npo}, U_{npo}, t_o) \end{aligned} \quad (3)$$

(3)에서 평형점은 $\dot{X}_{npo} = F_o(X_{npo}, U_{npo}, t_o) = 0$ 을 만족시키므로 이에 관련된 항을 소거하고 고차항 $F_{o(h.o.t.)}$ 을 무시하면 (4)와 같은 섭동항에 대한 시불변 선형 비행역학을 얻는다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_p &= \left(\frac{\partial F_o}{\partial X_{np}} \right)_{(X_{np}=X_{npo}, U_{np}=U_{npo}, t=t_o)} x_p \\ &+ \left(\frac{\partial F_o}{\partial U_{np}} \right)_{(X_{np}=X_{npo}, U_{np}=U_{npo}, t=t_o)} u_p \end{aligned} \quad (4)$$

(4)에서 F_o 의 X_{npo} , U_{npo} 에 대한 Jacobian 행렬을 다음과 같고 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} \Gamma_p &\equiv \left(\frac{\partial F_o}{\partial X_{np}} \right)_{(X_{np}=X_{npo}, U_{np}=U_{npo}, t=t_o)} \\ \Lambda_p &\equiv \left(\frac{\partial F_o}{\partial U_{np}} \right)_{(X_{np}=X_{npo}, U_{np}=U_{npo}, t=t_o)} \end{aligned} \quad (5)$$

(4)~(5)으로부터 (6)과 같은 섭동항에 대한 시불변 선형 비행역학을 얻는다.

$$\dot{x}_p = \Gamma_p x_p + \Lambda_p u_p \quad (6)$$

(6)과 같은 섭동항에 대한 시불변 선형 비행역학은 공칭 모델에 대한 것으로 이들에 대한 모르는 불확실성 ($\Delta \Gamma_p, \Delta \Lambda_p$)과 모르는 외란(D_2)를 고려하면 다음과 같은 시불변 선형모델로 근사화할 수 있다.

$$\dot{x}_p = \Gamma_p x_p + \Lambda_p u_p \quad (7)$$

비행제어 시스템은 디지털 컴퓨터에 의하여 구현되므로 (7)의 연속시간 선형모델을 이산화하여 (8)과 같은 이산시간 시불변 선형모델을 얻는다.

$$x_p(k+1) = (A_p + \Delta A_p)x_p(k) + (B_p + \Delta B_p)u_p(k) + d(k) \quad (8)$$

여기서 $A_p = e^{T_s}$ 로 이산화 시스템 행렬, $B_p = \int_0^{T_s} e^{\Gamma_s \tau} d\tau \Lambda_p$ 로 이산화 입력 행렬이며 T_s 는 샘플링 주기, $\Delta A_p, \Delta B_p$ 는 각각 시스템 불확실성이고 $d(k) = \int_0^{T_s} e^{\Gamma_s \tau} D_2[(k+1)T - \tau] d\tau$ 는 외란이다.

1. 선형 모델추종 제어기

모델추종 제어는 기준 모델과 플랜트의 상태변수 오차를 영으로 유지하여 제어시스템의 응답특성이 기준모델의 응답특성과 같도록 하는 것이다. 모델추종 제어에 대한 개념은 60년대에 선형모델에 대하여 연구결과가 발표되었고 70년대에 슬라이딩 모드 제어기법을 사용한 모델추종 제

어기법이 소개되었다[2][15]. 모델추종 제어에서 제어대상 플랜트 모델에 불확실성이나 외란이 존재할 경우에 제어 시스템의 성능을 유지하는 강인한 제어기 설계는 필수적이다. 모델 불확실성은 구조화 불확실성 (Structured Uncertainties: 매개변수 불확실성)과 비구조화 불확실성 (Unstructured Uncertainties : 비모델 동역학)이 있다. 불확실성의 크기는 미리 예측하여 설계에 반영하며, 매개변수 불확실성의 경우 보통 매개변수의 최대/최소값에 의하여 표현하고 비모델 동역학의 경우 모델 전달행렬의 노음의 대역으로 표현한다. 비행체 동역학의 경우 공력계수에 대한 매개변수 불확실성이 주된 관심사이므로 본 논문에서는 주로 구조화 불확실성에 대하여 다룬다. 외란은 예기치 않은 외부입력으로 유도탄의 경우 주로 난류나 돌풍과 같은 바람의 영향이 고려대상이다.

모델추종 제어기의 초기형태는 선형모델에 근거한 선형 모델추종 제어기이다. 여기서는 (8)에서 불확실성이나 외란을 고려하지 않은 ($\Delta A_p = 0, \Delta B_p = 0, d(k) = 0$) 공칭 선형 동역학 모델에 대한 모델추종 제어기를 구성한다.

이산시간에서 단일 입출력 선형 플랜트와 기준모델은 (9)로 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} x_p(k+1) &= A_p x_p(k) + B_p u_p(k) \\ x_m(k+1) &= A_m x_m(k) + B_m u_m(k) \end{aligned} \quad (9)$$

여기서 $x_p, x_m \in R^n$ 는 각각 플랜트와 기준모델의 상태변수이고 $A_p, A_m \in R^{n \times n}, B_p, B_m \in R^n$ 는 각각 플랜트와 기준모델의 시스템 행렬과 입력 행렬이며 u_p, u_m 은 각각 플랜트와 기준모델의 입력으로 스칼라이다.

플랜트 상태변수와 기준모델 상태변수의 오차를 $e(k) = x_p(k) - x_m(k)$ 로 정의하면 오차방정식은 (9)로부터 다음 (10)과 같이 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} e(k+1) &= x_p(k+1) - x_m(k+1) \\ &= A_p x_p(k) + B_p u_p(k) - A_m x_m(k) \\ &\quad - B_m u_m(k) \\ &= A_p e(k) + B_p u_p(k) \\ &\quad - (A_m - A_p)x_m(k) - B_m u_m(k) \end{aligned} \quad (10)$$

(10)의 오차방정식에 (11)과 같은 선형 제어입력을 인가하면

$$u_p(k) = -L e(k) - M x_m(k) - N u_m(k) \quad (11)$$

(12)의 페루프 오차방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} e(k+1) &= (A_p - B_p L) e(k) \\ &\quad + (A_p - A_m - B_p M) x_m(k) \\ &\quad - (B_p N + B_m) u_m(k). \end{aligned} \quad (12)$$

여기서 L, M 그리고 N 은 선형 궤환행렬이다.

완전 모델추종을 위해서는, $e(0) = 0$ 일 경우 임의의 u_m 그리고 x_m 에 대하여 모든 순간에서 오차는 영이되어야 한다. 이는 (13)과 같은 정합조건(Matching Condition)을 만족해야 한다[8][10][14][15]:

$$\begin{aligned} \text{rank}[B_p \ B_m] &= \text{rank}[B_p \ A_p - A_m] \\ &= \text{rank} B_p \end{aligned} \quad (13)$$

선형 모델추종 제어기는 모델의 파라미터 값에 의하여 결정되므로 모델에 불확실성이 있거나 외란이 존재할 경우

응답성능이 떨어진다[17]. 모델 불확실성과 외란이 있는 경우 모델추종 제어 방법으로 가변구조 제어에 의한 방법이 연구되어 왔다. 다음 절에서는 이에 대한 내용을 기술한다.

2. 준 슬라이딩 모드 모델추종 제어기

본 논문에서는 모델의 불확실성과 외란이 존재할 경우에도 응답성능을 유지할 수 있는 강인제어 기법으로 슬라이딩 모드 제어기법을 사용하여 모델추종 제어기를 설계한다. 70년대에 Young에 의하여 슬라이딩 모드 제어를 이용한 모델 추종제어기가 제안되었다. Young이 제시한 슬라이딩 모드 제어기의 구조는 선형 모델 추종제어기와 같이 오차 상태변수와 모델 변수에 대하여 선형 궤환의 형태이나 슬라이딩 평면을 경계층을 제어이득의 부호를 바꾸어주는 비선형 제어기법이다[18][19].

실제문제에 적용하기 위해서는 빠른 스위칭을 필요로 하는 비선형 스위칭 함수를 구현가능한 형태로 근사화할 필요가 있다. Slotine은 그의 저서에서 채터링 감소방법으로 슬라이딩 평면에 경계층을 사용하여 경계층 내에서는 슬라이딩 함수의 선형함수를 사용하여 제어입력의 불연속성을 연속적인 형태로 근사화하는 방법을 소개하였다. 그러나 슬라이딩 평면에 경계층을 두는 것은 슬라이딩 모드 제어의 불변성(Invarianc) 조건을 만족시키지 못하므로 모델 추종성능과 강인성의 조건을 절충하여 설계할 필요가 있음을 언급하였다[4].

Slotine이 언급하였듯이 슬라이딩 모드 제어기법에서 채터링을 없애는 것은 시스템의 상태가 슬라이딩 평면에 존재하지 못하게 된다. 시스템의 상태가 슬라이딩 평면에 존재하지 못하지만 슬라이딩 평면으로부터 일정한 대역내에 존재할 경우 시스템의 응답성능은 설계요구조건을 만족시킬 수도 있다. 슬라이딩 함수가 슬라이딩 평면으로부터 일정한 대역내에 존재하는 경우 이를 준 슬라이딩 모드라고 정의한다. 준 슬라이딩 모드에 대한 정의는 이산영역의 슬라이딩 모드제어에서 소개되기 시작하였는데 Milosavljevic가 처음 제안하였고 1990년대 중반 이후 Gao 및 Bartoszewicz에 의하여 다시 정의되어 사용되었다. Gao의 정의는 이산시간제어에 의한 영향만 고려하였으나 Bartoszewicz는 이를 더 일반화시켰다[8][9].

슬라이딩 모드 제어기의 전형적인 구조는 선형 궤환법 (Feedback Linearization) 또는 역플랜트 제어기법 (Inverse Plant Method)과 유사한 공칭부분과 모델 불확실성을 고려하여 이들을 보상하는 부가항으로 구성된다.

슬라이딩 모드 제어는 보통 전역적으로 안정하며 다음 세가지 모드로 구성된다.

- 1) 도달 모드 (Reaching Mode)
- 2) 슬라이딩 모드 (Sliding Mode)
- 3) 정상상태 모드 (Steady State Mode)

도달모드는 시스템의 상태가 슬라이딩 평면에서 벗어나 있을 경우 슬라이딩 평면을 향하여 움직여 슬라이딩 평면에 도달하기까지의 모드, 슬라이딩 모드는 도달모드에서 슬라이딩 평면에 도달한 시스템의 상태가 슬라이딩 평면 위에서 움직여 정상상태에 도달하기까지의 모드이며, 정상상태 모드는 상태변수의 변화가 없는 모드이다.

슬라이딩 모드 제어기의 설계는 다음 두단계로 구성된다.

1) 슬라이딩 평면 $\{x|s(x)=0\}$ 내에서 슬라이딩 모드가 안정하도록 스위칭 함수 $s(x)$ 를 정의한다.

2) 도달 조건(Reaching Condition)을 만족시키는 제어 법칙을 결정한다.

도달 조건은 상태변수가 임의의 초기조건으로부터 스위칭 평면에 유한시간내에 도달하도록 하는 조건이다.

Gao와 Bartoszewicz은 이산시간 슬라이딩 모드 제어의 경우 샘플링 주기가 유한하므로 스위칭은 이상적인 스위칭 평면에서 일어나지 않는다는 사실에 착안하여 이상적인 슬라이딩 모드는 불가능하므로 준 슬라이딩 모드를 정의하여 제어시스템을 설계하였다. Gao와 Bartoszewicz의 정의는 이산시간제어에 의한 영향만 고려하였으나 이는 임의의 시스템에 대하여 적용할 수 있는 일반화된 정의가 가능하다.

정의 : 슬라이딩 모드 제어 시스템에서 슬라이딩 모드가 아래와 같이 정의되는 준 슬라이딩 모드 대역 (Quasi-Sliding Mode Band : QSMB) 내에 존재하면 이를 준 슬라이딩 모드라 정의한다.

$$QSMB : \{x | -\Delta < s(x) < \Delta\}$$

여기서 Δ 는 준 슬라이딩 모드 대역의 크기를 나타낸다.

언급 1) $\Delta=0$ 이면 이상적인 슬라이딩 모드이다.

언급 2) 준 슬라이딩 모드 제어가 도달조건을 만족시키는 것은 상태변수가 임의의 초기조건으로부터 유한시간내에 QSMB에 도달하도록 하는 것을 말한다.

슬라이딩 모드 제어기법을 적용하기 위하여 앞에서 정의하였던 이산시간에서의 단일 입력력 선형 플랜트와 기준모델에 대한 (14) 그리고 상태변수 오차 $e(k)$ 를 다시 사용한다.

$$\begin{aligned} x_p(k+1) &= (A_p + \Delta A_p)x_p(k) \\ &\quad + (B_p + \Delta B_p)u_p(k) + d(k) \\ x_m(k+1) &= A_m x_m(k) + B_m u_m(k) \end{aligned} \quad (14)$$

슬라이딩 함수는 상태변수 오차 $e(k) = x_p(k) - x_m(k)$ 에 대한 선형 함수로 $s(k) = c^T e(k)$ 와 같이 정의한다. 여기서 상수행렬 c^T 는 슬라이딩 모드가 안정하도록 설계된다.

슬라이딩 모드 제어에서 (14)의 플랜트 모델은 공칭부분과 모르는 불확실한 부분으로 나누어 진다. 만약 불확실한 부분이 없는 $\Delta A_p=0, \Delta B_p=0, d(k)=0$ 공칭부분만을 고려한다면 $s(k+1) = s(k) = 0$ 을 만족시키는 등가입력 (u_{req})에 의하여 이상적인 슬라이딩 모드를 유지한다. 등가입력은 다음과 같이 표현된다.

$$u_{req}(k) = g_1 x_p(k) + g_2 x_m(k) + g_3 u_m(k) \quad (15)$$

여기서 게환이득 g_1, g_2, g_3 는 각각 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} g_1 &= -(c^T B_p)^{-1} c^T A_p \\ g_2 &= (c^T B_p)^{-1} c^T A_m \\ g_3 &= (c^T B_p)^{-1} c^T B_m \end{aligned} \quad (16)$$

여기서 $c^T B_p \neq 0$ 으로 가정한다. 공칭시스템에 대한 등가입력의 형태는 선형 모델추종 제어기와 같이 플랜트와 모델의 상태변수 그리고 모델 입력에 대한 선형형태로 표현되

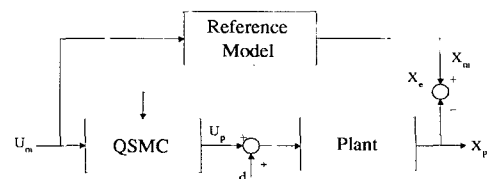


그림 1. 공칭 폐루프 모델추종 QSMC.
Fig 1. Nominal Closed Loop Model following QSMC.

므로 등가입력 (15)와 선형모델 (14)에 의한 폐루프 시스템은 선형시스템이 된다. 이는 그림 1과 같이 표현할 수 있으며 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} x_p(k+1) \\ x_m(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_p + B_p g_1 & B_p g_2 \\ B_m g_1 & A_m + B_m g_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_p(k) \\ x_m(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_p g_3 \\ B_m \end{bmatrix} u_m(k) \quad (17)$$

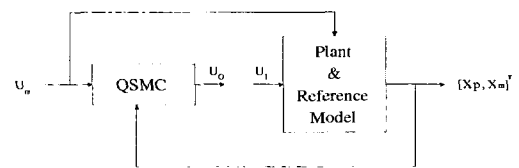


그림 2. 개루프 모델추종 QSMC.
Fig 2. Open Loop Model following QSMC.

또한 그림 2와 같이 등가입력단에서 루프절단을 한 경우에 대한 개루프 전달함수를 얻을 수 있다. 개루프 전달함수에 대한 Bode 선도로 부터 제어시스템의 안정도 여유를 검토할 수 있다. 개루프 전달함수를 구하는 방법은 플랜트와 기준모델의 상태방정식 (14) 그리고 등가입력에 대한 (15)를 사용하여 구할 수 있다. 루프 절단점에서 입력을 u_i 라고 하고 출력을 u_o 라고 하면 개루프 시스템을 상태방정식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} x_p(k+1) \\ x_m(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_p & 0 \\ 0 & A_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_p(k) \\ x_m(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_p \\ B_m \end{bmatrix} u_i(k) \quad (18)$$

$$u_o(k) = [g_1 \ g_2] \begin{bmatrix} x_p \\ x_m \end{bmatrix}$$

(18)로부터 개루프 전달함수(G_{ol})는 (19)와 같다.

$$G_{ol} = -\frac{u_o}{u_i} \quad (19)$$

(19)의 개루프 시스템으로부터 공칭 안정도 특성을 (17)의 폐루프 시스템으로부터 공칭 응답특성을 살펴볼 수 있다.

모르는 불확실성이나 외란이 존재할 경우 등가입력에 의한 슬라이딩 모드 제어의 슬라이딩 함수는 슬라이딩 평면을 벗어나게 된다. (15)의 등가입력을 불확실성이 있는 플랜트 모델에 적용하면 슬라이딩 함수의 동역학은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} s(k+1) &= c^T [x_p(k+1) - x_m(k+1)] \\ &= c^T [A_p x_p(k) + B_p u_{req}(k) - A_m x_m(k) - B_m u_m(k) \\ &\quad + \Delta A_p x_p(k) + \Delta B_p u_{req}(k) + d(k)] \\ &= c^T [\Delta A_p x_p(k) + \Delta B_p u_{req}(k) + d(k)] \\ &= c^T \{ \Delta A_p x_p(k) - (c^T B_p)^{-1} \Delta B_p c^T \\ &\quad [A_p x_p(k) - A_m x_m(k) - B_m u_m(k)] + d(k) \} \\ &= c^T \{ [\Delta A_p - (c^T B_p)^{-1} \Delta B_p c^T A_p] x_p(k) \\ &\quad + (c^T B_p)^{-1} \Delta B_p c^T [A_m x_m(k) + B_m u_m(k)] \\ &\quad + d(k) \} \end{aligned} \quad (20)$$

(20)에서 $x_m(k)$ 는 기준모델의 상태변수로 기준모델은 안정한 시스템으로 구성하므로 $|x_m(k)| < \infty$ 이고, 외란은 유계라고 가정하면 $|d(k)| < \infty$ 이다. 여기서 $|\cdot|$ 은 Euclidian 노름을 의미한다. 이럴 경우 모델 불확실성에 의한 시스템 상태변수 동역학은 다음과 같이 간략하게 표현된다.

$$x_p(k+1) = [\Delta A_p - (c^T B_p)^{-1} \Delta B_p c^T A_p] x_p(k) + x_m(k+1) \quad (21)$$

(21)에서 $x_p(k+1)$ 은 기준모델의 상태변수와 외란에 의한 항으로 유계이며 다음식으로 표현된다.

$$x_p(k+1) = x_m(k+1) + (c^T B_p)^{-1} \Delta B_p c^T [A_m x_m(k) + B_m u_m(k)] + d(k) \quad (22)$$

(21)을 살펴보면 $[\Delta A_p - (c^T B_p)^{-1} \Delta B_p c^T A_p]$ 의 고유치가 단위원내에 있으면 $|x_p(k)| < \infty$ 가 됨을 알 수 있다. 이를 정리하면 다음과 같다.

정리 1 : 공칭 시스템으로부터 얻은 등가입력 (15)를 사용하여 페루프 시스템을 구성할 경우 $[\Delta A_p - (c^T B_p)^{-1} \Delta B_p c^T A_p]$ 의 고유치가 단위원내에 있으면 페루프 시스템은 안정하다.

즉 공칭 시스템으로부터 얻은 등가입력을 사용하여 페루프 시스템을 구성할 경우 불확실한 시스템 행렬과 외란의 크기에 의하여 준 슬라이딩 모드 제어시스템의 안정성이 결정된다. 페루프 시스템이 안정하다면 (20)에 의하여 준 슬라이딩 모드의 대역폭을 정할 수 있다.

유도탄의 구동장치 동역학은 보통 유도탄 동역학의 응답속도에 비하여 무시할 수 없으므로 1차 시스템으로 플랜트 모델에 반영한다. 그러나 비행제어 시스템을 설계할 경우에는 보통 구동장치 변위를 궤환변수로 사용하지 않는다. 플랜트의 상태변수를 모두 측정하지 않을 경우 출력궤환을 이용한 슬라이딩 모드 제어기법을 사용하거나 측정하지 않는 상태변수는 상태관측자를 구성하여 추정하여 슬라이딩 모드 제어기법을 사용한다. 본 논문에서는 측정하지 않는 상태변수에 대하여 개루프 모델 변수를 사용하는 방법을 제안한다. 즉 구동장치 변위에 대한 상태변수를 측정하지 않고 구동장치 동역학을 1차 시스템으로 모델링한 상태방정식을 플랜트와 기준모델에 각각 부가하여 제어시스템을 구성한다. 이럴 경우 구동장치 동역학에 대한 모델 불확실성이 유발되는데 불확실성의 크기가 정리1의 조건을 만족시키면 안정한 시스템을 구성할 수 있다. 이로 부터 준 슬라이딩 모드 제어에서 개루프 모델변수를 사용할 경우에도 안정한 시스템을 구성할 수 있음을 보였다.

III. 모델 불확실성과 외란 보상기법

모델 불확실성은 비선형 동역학을 선형화하는 과정에서 생기는 오차와 선형화 모델의 파라미터에 대한 불확실성에 의한 것 그리고 비구조화된 불확실성으로 나눌 수 있다. 모델 불확실성은 제어 시스템의 성능 및 안정도를 떨어뜨리는데 슬라이딩 모드 제어에서는 시스템의 상태를 슬라이딩 평면으로부터 벗어나도록 하는 요인이다. 또한 미리 예측이 어려운 외란도 슬라이딩 모드 제어 시스템을 슬라이딩 모드에서 벗어나도록 한다.

모델 불확실성과 외란의 영향을 감소시키기 위한 여러

가지 다양한 방법들이 소개되어 왔다[2][8]-[11][22]. 이들 방법들은 보통 모델 불확실성과 외란의 크기를 미리 예측하여 설계시 보상하거나, 모델의 불확실성을 미리 예측하지 않고 실시간으로 추정하여 보상하는 방법으로 분류된다. 본 논문에서는 모델 불확실성과 외란을 보상하는 방법으로 보상입력(u_{puc})을 전장에서 얻은 공칭 시스템에 대한 등가입력(u_{peq})에 추가하는 방법을 사용한다. 보상입력으로는 슬라이딩 함수의 부호함수를 연속함수로 근사화하여 사용하는 방법과 플랜트 상태변수와 입력의 시간지연 정보를 사용하여 불확실성과 외란에 대한 항을 추정하여 보상하는 두 가지 방법을 비교 검토한다.

1. 근사화된 부호함수를 사용한 보상방법

모델 불확실성에 대하여 불확실성의 상한을 고려하여 슬라이딩 함수의 부호함수를 사용하여 슬라이딩 함수의 크기를 감소시키는 보상방법은 널리 소개되어 왔다. 부호함수를 그대로 사용할 경우 채터링을 유발하므로 이를 연속함수로 근사화 하여 사용한다[1][23]. 이에 대한 보상항은 보통 다음과 같이 표현된다.

$$u_{puc}(k) = -K \frac{s(k)}{|s(k)| + \delta} \quad K, \delta > 0 \quad (23)$$

여기서 K는 불확실성의 크기를 고려하여 결정되고, δ 는 부호함수(Sign Function)를 사용할 경우 유발되는 채터링을 감소시키기 위하여 불연속 함수를 연속함수로 근사화시킨 것이다. δ 의 크기와 슬라이딩 함수의 상대적인 크기에 의하여 보상항의 크기는 $0 \sim -Ksgn(s(k))$ 의 효과를 보인다.

(15)의 등가입력과 (23)의 보상입력을 플랜트 (14)에 대입하여 페루프 시스템을 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} x_p(k+1) &= (A_p + \Delta A_p)x_p(k) + (B_p + \Delta B_p)(u_{peq}(k) + u_{puc}(k)) + d(k) \\ &= (A_p + \Delta A_p)x_p(k) - (B_p + \Delta B_p)(c^T B_p)^{-1} c^T (A_p x_p(k) - A_m x_m(k) - B_m u_m(k)) \\ &\quad - (B_p + \Delta B_p)K \frac{s(k)}{|s(k)| + \delta} + d(k) \\ &= [\Delta A_p - \Delta B_p (c^T B_p)^{-1} c^T A_p - \frac{K(B_p + \Delta B_p)}{|s(k)| + \delta} c^T] x_p(k) \\ &\quad + (B_p + \Delta B_p)(c^T B_p)^{-1} c^T (A_m x_m(k) + B_m u_m(k)) - \frac{K(B_p + \Delta B_p)}{|s(k)| + \delta} c^T x_m(k) + d(k) \end{aligned} \quad (24)$$

(24)에서 페루프 시스템이 안정하기 위해서 다음 조건을 만족시켜야 한다.

정리 2 : 공칭 시스템으로부터 얻은 등가입력 (15)와 보상입력 (23)을 플랜트 (14)를 사용하여 페루프 시스템을 구성할 경우 다음 시스템 행렬의 고유치가 단위원 내에 있으면 페루프 시스템은 안정하다.

$$\left[\Delta A_p - \Delta B_p (c^T B_p)^{-1} c^T A_p - \frac{K(B_p + \Delta B_p)}{|s(k)| + \delta} c^T \right] \quad (25)$$

페루프 시스템이 안정하면, 준 슬라이딩 모드의 대역폭은 $s(k+1) = c^T [x_p(k+1) - x_m(k+1)]$ 과 플랜트와 기준모델 ((24), (14))로부터 정해진다.

2. 시간지연 변수를 사용한 보상방법

(14)에서 이산시간 선형 플랜트 모델을 공칭부분과 불확실한 부분으로 나누어 정리하면,

$$\begin{aligned} x_{p(k+1)} &= A_p x_{p(k)} + B_p u_{p(k)} + \Delta A_p x_{p(k)} \\ &\quad + \Delta B_p u_{p(k)} + d(k) \quad (26) \\ &= A_p x_{p(k)} + B_p u_{p(k)} + x_u(k) \end{aligned}$$

(26)에서 $x_u(k)$ 는 모르는 불확실한 항으로 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$x_u(k) = x_p(k+1) - A_p x_p(k) - B_p u_p(k) \quad (27)$$

(27)에서 $x_u(k)$ 를 계산하기 위해서는 상태변수 $x_p(k+1)$ 이 필요하지만 현재시간에서 알 수 없는 변수이므로 한단계 전의 값으로 근사화한 값을 사용하여 추정한다[2][10]. 이는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\hat{x}_u(k) = x_p(k) - A_p x_p(k-1) - B_p u_p(k-1) \quad (28)$$

(28)의 한단계 지연된 정보를 사용한 불확실성 추정값을 사용하여 이를 보상하는 입력은 다음과 같다.

$$u_{puc}(k) = -(c^T B_p)^{-1} c^T \hat{x}_u(k) \quad (29)$$

(15)의 등가입력과 (29)의 보상입력을 플랜트 (14)에 대입하여 페루프 시스템을 살펴보면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} x_p(k+1) &= (A_p + \Delta A_p)x_p(k) + (B_p + \Delta B_p)(u_{puc}(k) + u_p(k)) + d(k) \\ &= (A_p + \Delta A_p)x_p(k) - (B_p + \Delta B_p)(c^T B_p)^{-1} c^T [A_p x_p(k) - A_m x_m(k) - B_m u_m(k)] \\ &\quad - (B_p + \Delta B_p)(c^T B_p)^{-1} c^T [x_p(k) - A_p x_p(k-1) - B_p u_p(k-1)] + d(k) \\ &= (A_p + \Delta A_p)x_p(k) - (B_p + \Delta B_p)(c^T B_p)^{-1} c^T [A_p x_p(k) - A_m x_m(k) - B_m u_m(k)] \\ &\quad - (B_p + \Delta B_p)(c^T B_p)^{-1} c^T [x_p(k) - A_p x_p(k-1) + B_p (c^T B_p)^{-1} c^T [A_p x_p(k-1) - A_m x_m(k-1) - B_m u_m(k-1)]] + d(k) \\ &= [\Delta A_p - \Delta B_p (c^T B_p)^{-1} c^T A_p - (B_p + \Delta B_p)(c^T B_p)^{-1} c^T] x_p(k) \\ &\quad + (B_p + \Delta B_p)(c^T B_p)^{-1} c^T [A_p - B_p (c^T B_p)^{-1} c^T A_p] x_p(k-1) \\ &\quad + (B_p + \Delta B_p)(c^T B_p)^{-1} c^T [A_m x_m(k) + B_m u_m(k)] \\ &\quad + (B_p + \Delta B_p)(c^T B_p)^{-1} c^T [A_m x_m(k-1) + B_m u_m(k-1)] + d(k) \quad (30) \end{aligned}$$

(30)에서 페루프 시스템이 안정하기 위해서 다음 조건을 만족시켜야 한다.

정리 3 : 공칭 시스템으로부터 얻은 등가입력 (15)와 보상입력 (29)를 플랜트 (14)를 사용하여 페루프 시스템을 구성할 경우 다음 시스템 행렬의 고유치가 단위원 내에 있으면 페루프 시스템은 안정하다.

$$\begin{bmatrix} \Delta A_p - \Delta B_p (c^T B_p)^{-1} c^T A_p - (B_p + \Delta B_p)(c^T B_p)^{-1} c^T \\ (B_p + \Delta B_p)(c^T B_p)^{-1} c^T [A_p - B_p (c^T B_p)^{-1} c^T A_p] \end{bmatrix} \quad (31)$$

페루프 시스템이 안정하면, 준 슬라이딩 모드의 대역폭은 $s(k+1) = c^T [x_p(k+1) - x_m(k+1)]$ 과 플랜트와 기준모델 ((30), (14))로부터 정해진다.

(29)의 오차를 보상하는 제어 입력은 채터링과 유사한

고주파 진동을 유발시킨다. 이를 감소시키기 위하여 (32)와 같은 저역통과필터를 사용한다.

$$u_{fuc}(k) = (u_{fuc}(k-1) + k_1 u_{puc}(k)) / (1 + k_1) \quad (33)$$

여기서 $k_1 = aT$ 로 표현되는 필터상수로 a 는 아날로그 1차 저역통과필터의 극점이며, T 는 샘플링 주기를 나타낸다.

IV. BTТ 유도탄의 비행제어 시스템 설계 및 해석

슬라이딩 모드 제어는 모델 불확실성이나 외란에 강한 제어기법이므로 비행제어 시스템의 설계에 적용한 예를 많이 찾아볼 수 있다[14][23][24] 채터링을 감소시키기 위하여 사용하는 방법들은 제어입력의 불연속 함수를 연속함수로 근사화 하여 사용한다. 이들은 제어시스템은 슬라이딩 모드를 일정 대역폭 안에 있도록 하는 준 슬라이딩 모드로 구현된다.

본 장에서는 앞에서 제안한 모델추종 준 슬라이딩 모드 제어기 설계 기법을 적용하여 BTТ 유도탄의 롤 자세 제어 루프 및 피치 하중계수 제어 루프를 설계 문제에 적용한 내용을 기술한다. 여기서 하중계수는 유도탄의 양력(Lift)을 중량(Weight)으로 나눈 값으로 동체 피치 가속도를 무차원화시킨 값이다. 비행제어시스템의 설계는 비행체의 비선형 동역학 모델을 공칭점에서 선형화하여 얻은 모델을 사용하고 설계된 제어시스템의 성능분석 시뮬레이션은 비선형 모델을 사용한다. BTТ 유도탄의 비선형 및 선형 모델은 참고문헌[13]에 소개된 모델을 사용하였다.

본 논문에서는 앞 절에서 소개된 두가지 불확실성을 보상하는 방법에 의하여 설계된 비행제어시스템의 성능을 비교한다.

준 슬라이딩 모드 제어기법을 적용하기 위해서는 기준모델이 필요한데 기준 모델은 플랜트 모델과 같은 상태변수를 갖아야 하며 응답특성은 설계기준을 만족시켜야 한다. 기준 모델을 만드는 방법은 임의의 설계방법을 사용할 수 있으나 본 논문에서는 고전적인 설계 기법인 PI 제어기에 의하여 설계된 기준모델을 사용한다.

BTТ 유도탄의 선형 롤 동역학 모델은 최소위상 시스템이지만 선형 피치 하중계수 동역학 모델은 비최소위상 시스템이 된다. 비최소위상 시스템은 역플랜트를 사용하는 모델추종 제어기법에서는 제어를 불안정하게 한다. 하지만 본 논문에서 제시한 준 슬라이딩 모드 제어기법에 의한 모델추종 제어기의 기준모델로 PI 제어기에 의하여 설계된 비최소위상 시스템을 사용하여 안정한 제어시스템이 되도록 하였다.

1. 롤 자세제어 루프 설계 및 해석

PI 제어구조를 갖는 롤 제어루프의 블록선도는 그림 3

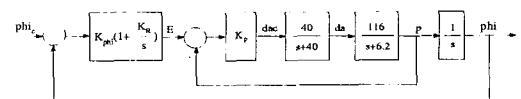


그림 3. PI-제어구조의 롤 제어루프.

Fig 3. Roll control loop of the PI controller.

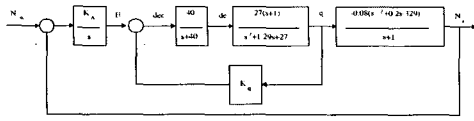


그림 4. PI-제어구조의 피치 하중계수 제어루프.
Fig. 4. Nz Control loop of the PI Controller.

에서 보여준다. PI 제어기의 구조의 롤 제어루프는 롤 각속도(p)를 제한시키는 내부루프와 롤각(phi)를 제한시켜서 적분기를 삽입하는 외부루프로 구성된다. 롤루프 적분기의 적분상수는 K_R 이다.

설계 플랜트는 비행체 롤 동역학 모델과 구동장치 1차모델 그리고 적분기 상태변수를 포함한다. 롤 동역학 (G_r)과 보조타(Aileron) 구동장치 동역학 (G_a)은 각각 (33)에 정리하였으며 여기서 p는 롤 각속도, da는 구동변위 그리고 da_c 는 구동명령을 나타낸다.

$$\begin{aligned} G_r &= \frac{p}{da} = \frac{116}{s+6.2} \\ G_a &= \frac{da}{da_c} = \frac{40}{s+40} \end{aligned} \quad (33)$$

샘플링 주기 $T=10\text{ms}$ 로 이산화시킨 플랜트 모델은 (34)와 같다. 여기서 플랜트 상태변수는 $x_p = [\phi; p; x_{cr}; da]^T$ 이며 ϕ 는 롤각이고 x_{cr} 은 PI 롤 제어루프를 설계할 경우 적분기에 대한 상태변수를 나타낸다. 플랜트 상태변수에 적분기에 대한 상태변수 x_{cr} 을 포함시키는 것은 기준모델로 PI 제어기를 사용하기 때문이다.

$$\begin{aligned} x_p(n+1) &= \begin{bmatrix} 1. & 0.0097 & 0. & 0.0050 \\ 0. & 0.9399 & 0. & 0.9251 \\ -0.002 & 0. & 1. & 0. \\ 0. & 0. & 0. & 0.6703 \end{bmatrix} x_p(n) \\ &+ \begin{bmatrix} 0.0007 & 0 \\ 0.1996 & 0 \\ 0. & 0.002 \\ 0.3297 & 0. \end{bmatrix} \begin{bmatrix} da_c(n) \\ \phi_c(n) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (34)$$

기준모델은 PI 제어기에 의하여 구성하였으며 롤각 제어루프의 시간응답 특성을 고려하여 롤 각속도 루프의 이득 $K_p=0.1$, 롤각 루프의 비례 적분이득은 각각 $K_\phi=10.8025, K_R=0.2$ 로 정하였다. 이산시간 영역에서 준 슬라이딩 모드 제어기를 설계하기 위하여 기준모델을 샘플링 주기 10 ms로 이산화시키면 (35)와 같다. 여기서 기준모델의 상태변수는 플랜트의 상태변수와 대응하여 $x_m = [\phi_m \ p_m \ x_{crm} \ da_m^T]$ 이며 아랫첨자 'm'은 기준모델의 변수임을 나타낸다. 또한 ϕ_c 는 롤각 명령을 나타낸다.

$$\begin{aligned} x_m(n+1) &= \begin{bmatrix} 0.9993 & 0.0096 & 0.0001 & 0.0050 \\ -0.2148 & 0.9197 & 0.0199 & 0.9178 \\ -0.002 & 0. & 1. & 0. \\ -0.3533 & -0.0335 & 0.0327 & 0.6523 \end{bmatrix} x_m(n) \\ &+ \begin{bmatrix} 0.0007 \\ 0.2148 \\ 0.002 \\ 0.3533 \end{bmatrix} \phi_c(n) \end{aligned} \quad (35)$$

이산시간영역에서 주어진 플랜트와 기준모델에 대한

(34)와 (35)로부터 상태변수 오차 $e(k)$ 를 정의한다. 슬라이딩 함수는 상태변수 오차 $e(k)$ 에 대한 선형 함수로 $s(k) = c^T e(k)$ 와 같이 정의한다. 여기서 상수행렬 c^T 는 슬라이딩 모드가 안정하도록 슬라이딩 모드의 극점이 0.75에 삼중근이 있도록 하였다. 상수행렬 c^T 는 다음과 같이 구해진다.

$$c^T = [44.082 \ 1.4278 \ -2106.8 \ 2.074] \quad (36)$$

(36)의 공칭 모델에 대한 등가 제어입력 ($u_{eq}(k)$)의 계산이득 g_1, g_2, g_3 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} g_1 &= [-48.2956 \ -1.79 \ 2106.85 \ -2.9384] \\ g_2 &= [47.2225 \ 1.6885 \ -2106.748 \ 2.8896] \\ g_3 &= 1.0731 \end{aligned} \quad (37)$$

공칭시스템에 대하여 선형영역에서 시스템 특성을 분석하였다. 그림 2와 같이 등가 제어입력 단에서 루프절단을 한 경우에 대한 개루프 전달함수의 Bode 선도에 의하여 안정도 여유를 검사한 결과 이득교차 주파수 $W_{gc}=122.55 \text{ rad/s}$ 에서 위상여유 41.65 deg 를 얻었다. 또한 페루프 시스템에 대한 주파수 응답을 그려본 결과 기준모델과 거의 같은 결과를 보여줌을 알 수 있다. 이로부터 준 슬라이딩 모드 제어기법을 사용한 롤 제어루프에 대한 선형 시스템은 기준모델과 같은 응답특성을 보임을 알 수 있다.

다음에는 모델의 불확실성과 외란을 보상하는 제어 입력 $u_{puc}(k)$ 를 다음과 같이 두 가지 경우를 적용하여 결과를 비교하였다.

방법 1 : 근사화된 부호함수를 사용한 보상방법

$$u_{puc}(k) = -2 \frac{s(k)}{|s(k)|+5} \quad K, \delta > 0 \quad (38)$$

방법 2 : 시간지연 변수를 사용한 보상방법

(28)의 한단계 지연된 정보를 사용한 불확실성 추정값을 사용하여 이를 보상하는 입력은 다음과 같다.

$$u_{puc}(k) = [44.082 \ 1.4278 \ -2106.8 \ 2.074] \hat{x}_u(k) \quad (39)$$

(32)의 저역통과필터 상수 k_1 은 비선형 시뮬레이션을 통하여 0.5로 정하였다.

$$u_{fuc}(k) = (u_{fuc}(k-1) + 0.5u_{puc}(k)) / (1 + 0.5) \quad (40)$$

설계된 준 슬라이딩 모드 제어기법을 이용한 롤 제어루프의 성능을 검토하기 위하여 6-자유도 비선형 시뮬레이션을 수행하였다. 성능 비교를 위하여 모델 불확실성과 외란이 없는 공칭 시스템과 경우와 모델 불확실성과 외란이 있는 경우에 대하여 결과를 얻었다. 모델 불확실성은 롤 운동에 관련된 공력계수 C_R 을 0.5배로 감소시켜 반영하였으며, 외란으로 Dryden의 난류모델을 사용하여 얻은 난류를 인가하였다. 그림 17에서 난류에 의한 받음각 변화를 보여준다.

응답특성을 비교하기 위하여 먼저 공력계수에 불확실성이나 외란이 없는 공칭조건에 경우에 대하여 결과를 얻었다. 공력계수의 값이 공칭값일 경우에 대하여 플랜트의 롤 응답(그림 5), 보조타(Aileron) 구동날개의 명령(그림 6) 그리고 슬라이딩 함수값(그림 7)을 보여준다.

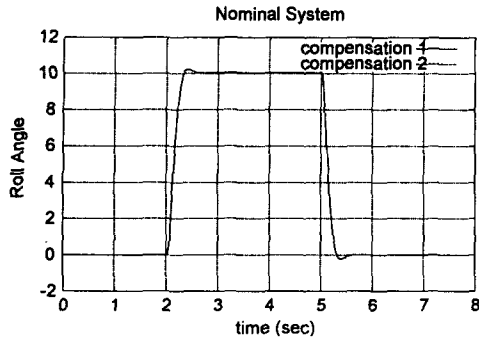


그림 5. 롤각 출력 (공칭 모델).
Fig 5. Roll angle output (Nominal Case).

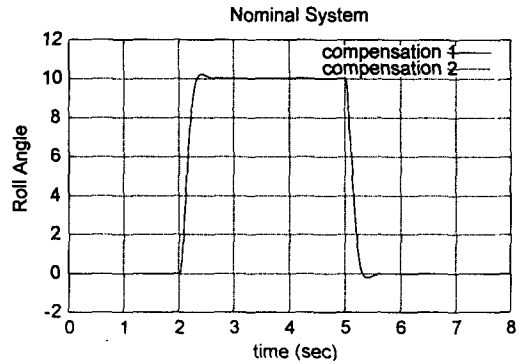


그림 8. 롤각 출력 (외란 인가).
Fig 8. Roll angle output (Nominal Case).

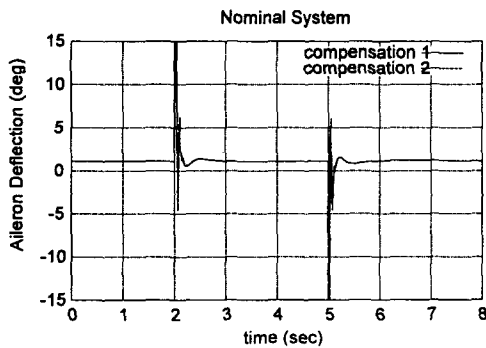


그림 6. 보조타 출력 (공칭 모델).
Fig 6. Aileron angle output (Nominal Case).

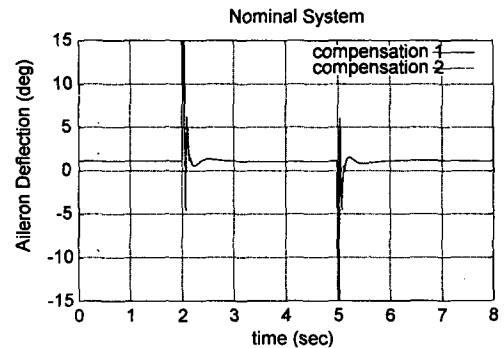


그림 9. 보조타 출력 (외란 인가).
Fig 9. Aileron angle output (Nominal Case).

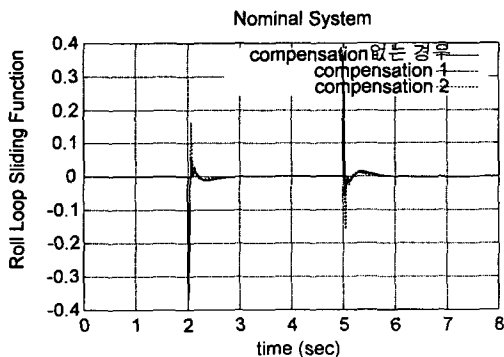


그림 7. 롤 루프 슬라이딩 함수값 (공칭 모델).
Fig 7. Roll loop sliding function (Nominal Case).

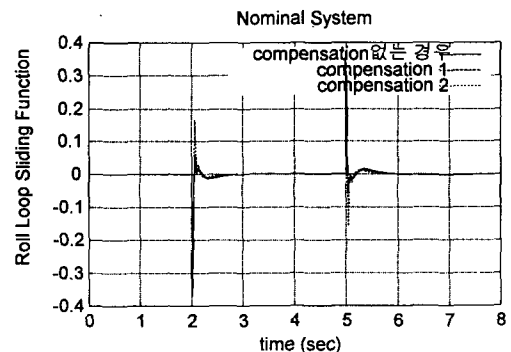


그림 10. 롤 루프 슬라이딩 함수 (외란 인가).
Fig 10. Roll loop sliding function (Nominal Case).

롤 응답을 살펴보면 방법 1과 방법 2의 경우 모두 기준모델의 응답을 잘 추종함을 보여준다. 또한 보조타(Aileron) 구동날개의 명령에 대한 시간응답 특성을 살펴보면 고주파의 스위칭이 없는 연속시간 함수임을 알 수 있다. 슬라이딩 함수는 상태변수 오차의 선형함수 이므로 그 크기로 모델추종 성능을 파악할 수 있다. 슬라이딩 함수를 살펴보면 보상을 하지 않을 경우보다 불확실성과 외란을 추정하여 보상할 경우 슬라이딩 대역의 크기가 감소됨을 알 수 있다 (그림 7). 여기서 공칭조건인 경우에도 슬라이딩 함수의 값이 0을 유지하지 못함을 볼 수 있다. 이는 설계에 사용한 선형 모델과 비선형 모델의 오차에 의한 것이다.

공력계수에 공력 불확실성과 외란을 인가한 경우에 대하여 플랜트의 롤 응답(그림 8), 보조타(Aileron) 구동날개의 명령(그림 9) 그리고 슬라이딩 함수값(그림 10)에 대한 결과를 얻었다. 롤 응답과 슬라이딩 함수의 크기를 살펴보면 모델 불확실성과 외란이 없는 경우에 비하여 오차가 커짐을 알 수 있다. 이로부터 이산시간 준 슬라이딩 모드 제어에 의한 설계결과는 모델 불확실성과 외란에 대하여 불변성(Invariance) 조건을 만족시키지는 못하지만 슬라이딩 모드 대역내에서 안정하게 모델을 추종함을 보여준다.

2. 피치 하중계수 제어 루프 설계 및 해석

피치 하중계수 제어를 위한 플랜트는 우반면에 영점을

갖는 비최소 위상 시스템이다. 비최소 위상 시스템을 최소 위상 시스템 기준모델을 추종하게 할 경우 역플랜트에 의하여 제어기는 불안정 극점을 포함하게 되어 페루프 시스템은 불안정하게 된다. 그러나 기준모델이 비최소 위상 시스템일 경우에는 불안정 극점을 포함하지 않으므로 안정한 페루프 시스템을 설계할 수 있다. 비최소 위상시스템을 PI 제어기에 의하여 페루프 시스템을 구성할 경우 페루프 시스템은 플랜트와 같은 우반면 영점을 포함하므로 안정한 페루프 시스템이 된다. 본 논문에서는 PI 제어기에 의하여 기준모델을 구성하여 준 슬라이딩 모드 제어기법에 의한 제어시스템은 안정하도록 한다.

PI 제어구조를 갖는 피치 하중계수 제어루프의 블록선도는 그림 4에서 보여준다. PI 제어기 구조의 피치 하중계수 제어루프는 피치각속도(q)를 궤환하는 내부루프와 피치 하중계수(N_z)를 궤환하여 적분기를 부가하는 형태이다.

피치 각속도 동역학 (G_q), 피치 하중계수 동역학 (G_n) 그리고 승강타(Elevator) 구동장치 동역학 (G_a)은 각각 식 (41)에 정리하였으며 여기서 q는 피치 각속도, N_z는 피치 하중계수, de는 승강타 구동변위 그리고 de_c는 구동명령을 나타낸다. 피치 하중계수 동역학 모델의 영점은 우반면에 존재하므로 비최소 위상 시스템임을 알 수 있다.

$$\begin{aligned} G_q &= \frac{q}{de} = \frac{27(s+1)}{s^2+1.29s+27} \\ G_n &= \frac{N_z}{q} = \frac{0.08(s^2+0.2s-328.9)}{s+1} \\ G_u &= \frac{de}{de_c} = \frac{40}{s+40} \end{aligned} \quad (41)$$

설계 플랜트는 롤 제어루프와 마찬가지로 비행체 피치 동역학 모델과 구동장치 1차모델 그리고 적분기 상태변수를 포함한다. 샘플링 주기 T=10ms로 이산화시킨 플랜트 모델은 (42)와 같다. 여기서 플랜트 상태변수는 x_p=[q N_z x_{cn} de]^T이며 x_{cn}은 PI 피치 하중계수 제어루프를 설계할 경우 적분기에 대한 상태변수를 나타낸다. 플랜트 상태변수에 적분기에 대한 상태변수 x_{cn}을 포함시키는 것은 기준모델을 PI 제어기를 사용하기 때문이다.

$$\begin{aligned} x_p(n+1) &= \begin{bmatrix} 0.9967 & -0.0203 & 0. & 0.1782 \\ 0.1309 & 0.9878 & 0. & 0.7103 \\ -0.0001 & -0.002 & 1. & -0.0008 \\ 0. & 0. & 0. & 0.6703 \end{bmatrix} x_p(n) \\ &+ \begin{bmatrix} 0.0474 & 0 \\ -0.7081 & 0 \\ 0.0008 & 0.002 \\ 0.3297 & 0 \end{bmatrix} [de_c(n) \ n_{zc}] \end{aligned} \quad (42)$$

기준모델은 PI 제어기를 설계하여 구성하였다. 제어이득은 피치 하중계수 제어루프의 시간응답 특성을 고려하여 피치 각속도 루프의 이득 K_q=0.28, 피치 하중계수 루프의 적분이득은 K_A=0.2로 정하였다. 이산시간 영역에서 준 슬라이딩 모드 제어기를 설계하기 위하여 기준모델을 샘플링 주기 10 ms로 이산화시키면 (43)과 같다. 여기서 기준모델의 상태변수는 플랜트의 상태변수와 대응하여 x_m=[a_m n_{zm} x_{cnm} de_m]^T이며 마랫첨자 'm'은 기준모델의 변수임을 나타낸다. 또한 N_{zc}는 피치 하중계수 명령을 나타낸다.

$$\begin{aligned} x_m(n+1) &= \begin{bmatrix} 0.9834 & -0.0202 & 0.0473 & 0.1773 \\ 0.3280 & 0.9864 & -0.7047 & 0.7308 \\ -0.0003 & -0.002 & 1.0008 & -0.0008 \\ -0.0917 & 0.0006 & 0.3281 & 0.6608 \end{bmatrix} \\ x_m(n) &+ \begin{bmatrix} 0. \\ 0. \\ 0.002 \\ 0 \end{bmatrix} n_{zc}(n) \end{aligned} \quad (43)$$

이산시간영역에서 주어진 플랜트와 기준모델에 대한 (42)와 (43)으로부터 상태변수 오차 e(k)를 정의한다. 슬라이딩 함수는 상태변수 오차 e(k)에 대한 선형 함수로 s(k)=c^Te(k)와 같이 정의한다. 여기서 상수행렬 c^T는 슬라이딩 모드가 안정하도록 슬라이딩 모드의 극점이 0.9에 삼중근이 있도록 하였다. 피치 하중계수 제어루프의 슬라이딩 모드의 극점은 롤 제어루프의 극점보다 느린 응답을 하도록 선정하였다. 이럴 경우 상수행렬 c^T는 다음 식과 같다.

$$c^T = [3.671; 2.0115; -51.3322; 6.9436] \quad (47)$$

(15)의 공칭 모델에 대한 등가 제어입력, u_{peq}(k),의 궤환이득 g₁,g₂,g₃는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} g_1 &= [-3.9289 \quad -2.0146 \quad 51.3322 \quad -6.7761] \\ g_2 &= [3.6505 \quad 2.0165 \quad -50.3366 \quad 6.7486] \\ g_3 &= 0.001 \end{aligned} \quad (45)$$

공칭시스템에 대하여 선형영역에서 시스템 특성을 분석하였다. 그림 2와 같이 등가 제어입력 단에서 루프절단을 한 경우에 대한 개루프 전달함수의 Bode 선도에 의하여 안정도 여유를 검사한 결과 이득교차 주파수 Wgc=89.54 rad/s에서 위상여유 63.77 deg를 얻었다. 또한 페루프 시스템에 대한 주파수 응답을 그려본 결과 기준모델과 거의 같은 결과를 보여줌을 알 수 있다. 이로부터 준 슬라이딩 모드 제어기법을 사용한 롤 제어루프에 대한 선형 시스템은 기준모델과 같은 응답특성을 보임을 알 수 있다.

다음에는 모델의 불확실성과 외란을 보상하는 제어 입력 u_{pic}(k)를 다음과 같이 두 가지 경우를 적용하여 결과를 비교하였다.

방법 1 : 근사화된 부호함수를 사용한 보상방법

$$u_{pic}(k) = \frac{-s(k)}{|s(k)|+5} \quad K, \delta > 0 \quad (46)$$

방법 2 : 시간지연 변수를 사용한 보상방법

(28)의 한단계 지연된 정보를 사용한 불확실성 추정값을 사용하여 이를 보상하는 입력은 다음과 같다.

$$u_{pic}(k) = [3.671; 2.0115; -51.3322; 6.9436] \hat{x}_u(k) \quad (47)$$

(32)의 저역통과필터 상수 k₁은 비선형 시뮬레이션을 통하여 0.01로 정하였다.

$$u_{fuc}(k) = (u_{fuc}(k-1) + 0.01u_{pic}(k)) / (1 + 0.01) \quad (48)$$

설계된 준 슬라이딩 모드 제어기법을 이용한 피치 하중계수 제어루프의 성능을 검토하기 위하여 6-자유도 비선형 시뮬레이션을 수행하였다. 성능 비교를 위하여 모델 불확실성과 외란이 없는 공칭 시스템에 대한 경우와 모델 불확실성과 외란이 있는 경우에 대하여 각각 결과를 얻었다.

모델 불확실성은 피치 하중계수 운동에 관련된 공력계수 C_M 을 0.5배로 감소시켜 반영하였으며, 외란으로 Dryden의 난류모델을 사용하여 얻은 난류를 인가하였다. 그림 17에서 난류에 의한 받음각 변화를 보여준다.

응답특성을 비교하기 위하여 먼저 공력계수에 불확실성이나 외란이 없는 공칭조건에 대하여 결과를 얻었다. 공력계수의 값이 공칭값일 경우에 대하여 플랜트의 피치 하중계수 응답(그림 11), 승강타(Elevator) 구동날개의 명령(그림 12) 그리고 슬라이딩 함수값(그림 13)을 보여준다.

피치 하중계수 응답을 살펴보면 방법1과 방법2의 경우 모두 기준모델의 잘 응답을 추종함을 보여준다. 또한 승강타(Elevator) 구동날개의 명령에 대한 시간응답 특성을 살펴보면 고주파의 스윙칭이 없는 연속시간 함수임을 알 수 있다. 슬라이딩 함수는 상태변수 오차의 선형함수 이므로 그 크기로 모델추종 성능을 파악할 수 있다. 슬라이딩 함수를 살펴보면 불확실성과 외란을 보상하지 않은 경우보다 불확실성과 외란을 추정하여 보상할 경우 슬라이딩 대역의 크기가 감소됨을 알 수 있다.

공력계수에 공력 불확실성과 외란을 인가한 경우에 대한 결과는 플랜트의 피치 하중계수 응답(그림 14), 승강타(Elevator) 구동날개의 명령(그림 15) 그리고 슬라이딩 함수값(그림 16)을 얻었다. 이 경우에 대하여 피치 하중계수 응답과 슬라이딩 함수의 크기를 살펴보면 모델 불확실성과 외란이 없는 경우에 비하여 오차가 커짐을 알 수 있다. 이로부터 이산시간 준 슬라이딩 모드 제어에 의한 설계결과는 모델 불확실성과 외란에 대하여 불변성(Invariance) 조건을 만족시키지는 못하지만 슬라이딩 모드 대역내에서 안정하게 모델을 추종함을 보여준다.

이상 피치 하중계수 제어의 경우에도 롤 자세제어의 경우와 유사한 결과를 얻었다. 특히 피치 하중계수 제어의 경우에는 제어 플랜트가 비최소 위상 시스템이지만 원하는 응답특성을 얻을 수 있었다. 준 슬라이딩 모드의 대역은 피치 하중계수 제어의 경우가 롤 자세제어의 경우보다 상대적으로 더 크다. 이는 플랜트 특성에서 피치 하중계수의 제어력이 더 작음을 나타낸다.

V. 결론

슬라이딩 함수가 슬라이딩 평면으로부터 일정대역내에 존재하는 준 슬라이딩 모드 제어에 의하여 모델추종 비행 제어 시스템을 설계하였다. 모델 불확실성과 외란이 존재할 경우 페루프 시스템이 안정한 조건을 제시하였다. 모델 불확실성은 정합조건을 만족시키지 않는 일반적인 경우를 고려하였으며 이로부터 준 슬라이딩 모드의 대역폭을 구하였다.

모델추종 준 슬라이딩 모드 제어기법에 의한 비행제어 시스템을 설계할 경우 기준모델과 설계대상 플랜트의 상태변수는 같아야 하므로 모든 상태변수가 필요하다. 플랜트에는 포함되는 구동장치 변위를 측정하지는 않고 개루프 모델변수를 사용하여 모델추종 준 슬라이딩 모드 제어 기법에 의한 비행제어 시스템을 설계하였다. 개루프 상태

변수는 모델 오차를 포함하지만 모델 오차가 안정도 조건을 만족시키면 페루프 시스템은 안정하게 된다.

모델 불확실성과 외란을 보상하여 준 슬라이딩 모드의 대역폭을 감소시키는 방법을 살펴보았다. 근사화된 부호함수를 사용하여 보상하는 방법과 시간지연된 변수들을 사용하여 모델 불확실성과 외란을 추정하여 보상하는 방법을 살펴보았다. 두가지 보상방법에 대하여 준 슬라이딩 모드 제어의 안정도 조건과 이에 따른 준 슬라이딩 모드 대역을 제시하였다.

제안된 모델추종 준 슬라이딩 모드 제어기 설계기법은 유도탄의 롤 자세제어와 피치 하중계수 제어에 사용되어 성능을 입증하였다. 롤 자세제어와 피치 하중계수 제어에 준 슬라이딩 모드 제어기법을 적용한 결과 모두 모델 불확실성과 외란이 존재할 경우에도 페루프 시스템은 안정하였으며 모델 불확실성과 외란이 존재하는 경우 슬라이딩 모드의 대역은 증가하였다. 모델 불확실성과 외란을 보상하는 방법에 의하여 준 슬라이딩 모드의 대역을 감소시킬 수 있었지만 이들을 보상하는 방법은 더 연구가 필요하다.

참고문헌

- [1] John Y. Hung, Weibing Gao, and James C. Hung, "Variable structure control : A survey," *IEEE Trans. Indus. Electron.* vol. 40, no. 1, pp. 2-22, Feb., 1993.
- [2] K. David Young, Vadim I. Utkin, and Umit Ozguner, "A control engineer's guide to sliding mode control," *IEEE Workshop on Variable Structure Systems*, 1996.
- [3] V. I. Utkin, "Variable structure systems with sliding modes," *IEEE Trans. Automat. Contr.*, vol. AC-22, no. 2, pp. 212-222, 1977.
- [4] Slotine J-J. and W. Lee, *Applied Nonlinear Control*, Prentice-Hall, Inc., 1991.
- [5] Slotine J-J. and S. S. Sastry, "Tracking control of nonlinear systems using sliding surfaces with application to robot manipulator," *Int. J. Control*, vol. 38, no. 2, pp. 465-492, 1983.
- [6] John Y. Hung and James C. Hung, "Chatter reduction in variable structure control," *Proc. of 20th IEEE Industrial Electronics Conf.*, pp. 1914-1918, 1994.
- [7] Kuo-Kai Shyu and James C. Hung, "Totally invariant variable structure control systems," *Proceedings of the 23rd International Conference on Industrial Electronics, Control and Instrumentation* vol 3. pp. 1119-1123, August, 1997.
- [8] Weibing Gao, Yufu Wang, and Abdollah Homaifa, "Discrete-time variable structure control systems," *IEEE Trans. Indus. Electron.* vol. 42, no. 2, pp. 117-122, April, 1995.
- [9] Andrzej Bartoszewicz, "Discrete-time quasi-sliding-mode control strategies," *IEEE Transact-*

ions on *Industrial Electronics*, vol. 45. no. 4 pp. 633-637, August, 1998

[10] Wu-Chung Su, Sergey V. Drakunov, and Umit Ozguner, "Sliding mode control in discrete-time linear systems," *IFAC in Australia*, vol. 7 pp. 297-300, 1993.

[11] C. Y. Chan, "Robust discrete-time quasi-sliding mode tracking controller," *Automatica* vol. 31, no. 10, pp. 1509-1511, 1995.

[12] Lee PM, Hong SW, Lim YK, Lee CM, Jeon BH, and Park JW, "Discrete time quasi-sliding mode control of an autonomous underwater vehicle," *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, vol. 24, no. 3, pp. 388-395, 1999.

[13] Kent B. Watterson, "Bank-to-turn cruise missile terminal guidance and control law comparison," *ADA132595*, Thesis, Naval Postgraduate School, June, 1983.

[14] A. S. I. Zinober, M. K. Yew, and R. J. Patton, "Variable structure model-following control of flight dynamics," *IEEE International Conference on Control'88*, pp. 707-712, 1988.

[15] Corless M., Goodall D. P., Leitmann G. and Ryan E. P., "Model following controls for a class of uncertain dynamical systems," *Proc. 7th IFAC/IFORS symposium on identification and system parameter estimation* (York), 1985.

[16] A. G. Bondarev, S. A. Bondarev, N. E. Kostyleva, and V. I. Utkin, "Sliding modes in systems with asymptotic state observers," *Automation and Remote Control*, pp. 679-684, 1985.

[17] Chester A. Winsor and Rob J. Roy, "The

application of specific optimal control to the design of desensitized model following control systems," *IEEE Trans. Automat. Contr.*, vol. AC-15, no. 3, pp. 326-333, June, 1970.

[18] Young K. D., "Design of variable structure model following control systems," *IEEE Trans. Automat. Contr.*, AC-22, pp. 1079-1085, 1978.

[19] Young K. D., "Asymptotic stability of model reference systems with variable structure control," *IEEE Trans. Automat. Contr.*, AC-22, pp. 279-281, 1977.

[20] Corradini, Maria Letizia, Leo, Tommaso, Orlando, Giuseppe, "Robust stabilization of a mobile robot violating the nonholonomic constraint via quasi-sliding modes," *Proc. of the 1999 American Control Conference*, vol. 6, pp. 3935-3939, 1999.

[21] T. L. Chern, C. S. Liu, C. F. Jong, and G. M. Yan, "Discrete integral variable structure model following control for induction motor drivers," *IEE Proc. Electr. Power Appl.*, vol. 143, no. 6, pp. 467-474 Nov, 1996.

[22] Keun-Mo Koo and Jong-Hwan Kim, "Robust control of robot manipulators with parametric uncertainty," *IEEE Trans. Automatic Control*, vol. 39, no. 6, pp. 1230-1233, June, 1994.

[23] Ajay Thukral and Mario Innocenti, "Controls design challenge : A variable structure approach," *J. of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 17, no. 5, Sep.-Oct, 1994.

[24] Ajay Thukral and Mario Innocenti, "A sliding mode missile pitch autopilot synthesis for high angle of attack maneuvering," *IEEE Trans. Contr. Sys. Tech.*, vol. 6, no. 3, May, 1998.

부록

I. The 6-Degree of freedom flight dynamics

Three translational motions

$$\begin{aligned} \dot{U} &= -g \sin \theta + VR - WQ + \frac{X}{m} + \frac{T}{m} \\ \dot{V} &= g \sin \phi \cos \theta - UR + \mathcal{Y} + \frac{Y}{m} \\ \dot{W} &= g \cos \phi \cos \theta + UQ - VP + \frac{Z}{m} \end{aligned} \quad (49)$$

Three rotational motions

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{L_A I_{ZZ} + N_A I_{XZ} - PQ(I_{YY} - I_{XX} - I_{ZZ})I_{XZ} - RQ(I_{ZZ}^2 - I_{YY}I_{ZZ} + I_{XZ}^2)}{I_{XX}I_{ZZ} - I_{XZ}^2} \\ \dot{q} &= \frac{M_A - PR(I_{XX} - I_{ZZ}) - (P^2 - R^2)I_{XZ}}{I_{YY}} \\ \dot{r} &= \frac{L_A I_{XZ} + N_A I_{XX} - PQ(I_{YY}I_{XX} - I_{XX}^2 - I_{XZ}^2) - PR(I_{XX} + I_{ZZ} - I_{YY})I_{XZ}}{I_{XX}I_{ZZ} - I_{XZ}^2} \end{aligned} \quad (50)$$

Euler equations representing the attitude of the vehicles

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= P + (Q \sin \phi + R \cos \phi) \tan \phi \\ \dot{\theta} &= Q \sin \phi + R \sin \phi \\ \dot{\psi} &= P + (Q \sin \phi + R \cos \phi) \tan \phi \end{aligned} \quad (51)$$

where,

U, V, W : x, y, z-components of linear velocity vector represented with respect to the body axis

P, Q, R : x, y, z-components of angular velocity vector represented with respect to the body axis

ϕ, θ, ψ : Euler's angles, respectively the roll, pitch, and yaw angles

g : gravity constant, m : mass of the missile

$I_{XX}, I_{YY}, I_{ZZ}, I_{XZ}$: moment of inertia and product of inertia

T : x-direction thrust with respect to the body axis

X, Y, Z : x, y, z-component aerodynamic forces with respect to the body axis

L_A, M_A, N_A : x, y, z -component aerodynamic moments with respect to the body axis

Aerodynamic forces and moments are calculated using the aerodynamic coefficients obtained from a wind tunnel test. These can be represented as follows.

$$D = C_D \bar{q} S \quad L = C_L \bar{q} S$$

$$X = L \sin \alpha - D \cos \alpha \quad Y = C_Y \bar{q} S Z = -L \cos \alpha - D \sin \alpha$$

$$L_A = C_R \bar{q} S \bar{b} \quad M_A = C_M \bar{q} S \bar{c} \quad N_A = C_N \bar{q} S \bar{b}$$

where,

- D : drag force L : lift force
- $C_D, C_Y, C_L, C_R, C_M, C_N$: aerodynamic coefficients
- \bar{q} : dynamic pressure
- S, \bar{b}, \bar{c} : constants related to the body of the missile
- α : angle of attack

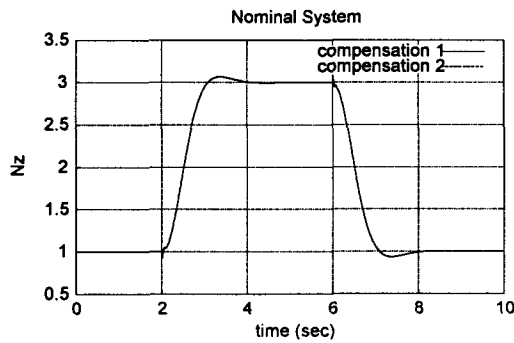


그림 11. 하중계수 응답 (공칭 모델).
Fig 11. Nz output (Nominal Case).

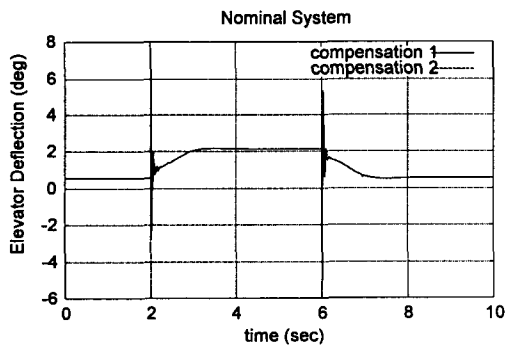


그림 12. 승강타 구동날개의 명령 (공칭모델).
Fig 12. Elevator angle output (Nominal Case).

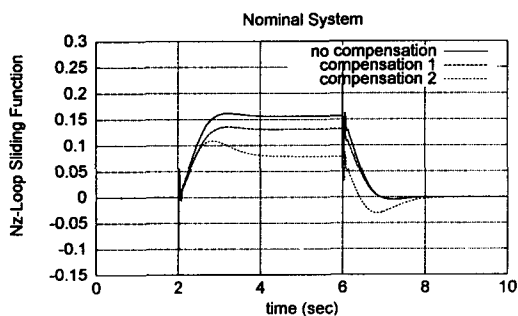


그림 13. 하중계수 루프 슬라이딩 함수값 (공칭모델).
Fig 13. Nz loop sliding function (Nominal Case).

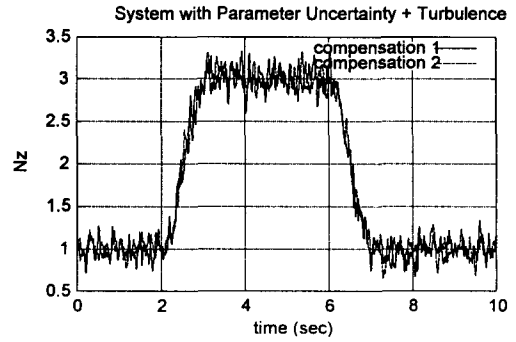


그림 14. 하중계수 응답 (난류 인가).
Fig 14. Nz angle output (Perturbed Case).

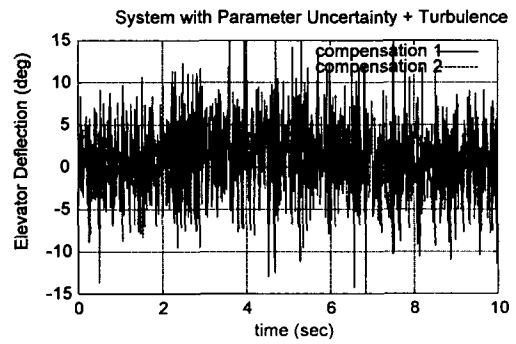


그림 15. 승강타 구동날개의 명령 (난류 인가).
Fig 15. Elevator angle output (Perturbed Case).

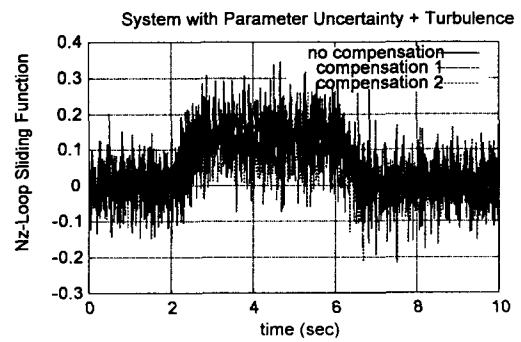


그림 16. 하중계수 루프 슬라이딩 함수값 (난류 인가).
Fig 16. Nz loop sliding function (Perturbed Case).

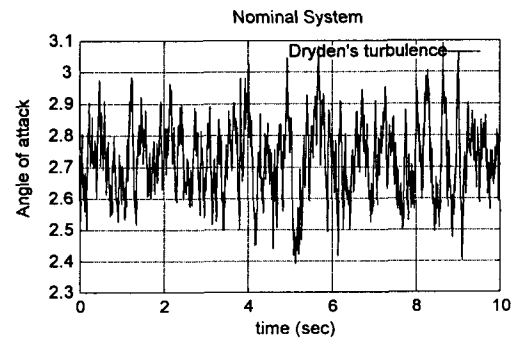


그림 17. 난류에 의한 받음각 변화.
Fig 17. Angle of attack induced by turbulence.



최 동 균

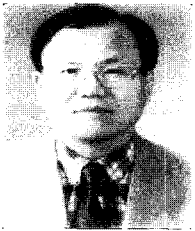
1983년 서울대학교 제어계측공학과 졸업. 동대학원 석사(1985), 1994년~현재, 한국과학기술원 전자전산학과 박사과정. 1985년~현재 국방과학연구소 유도무기개발 부서. 관심분야는 비행제어시스템, 지능제어시스템 및 가변구

조제어시스템 등.



김 신

1994년 한국과학기술원 전기및전자공학과 졸업. 동대학원 석사(1996), 1996년~현재 동대학원 박사과정. 관심분야는 이동 로봇의 위치 추정 및 강인 상태추정기 설계.



김 종 환

1981년 서울대학교 전자공학과 졸업. 동대학원 석사(1993), 동대학 박사(1987). 1987년~현재 한국과학기술원 전자전산학과 교수. 관심분야는 진화연산 및 다개체 로봇틱스등.