

지능 제어 기법을 이용한 유도탄 자동 조종 장치 설계

Design of Missile Autopilot using Intelligent Control Techniques

김 윤 식, 한 응 기, 국 태 용
(Yoon-Sik Kim, Woong-Gie Han and Tae-Yong Kuc)

Abstract : This paper presents an autopilot design method for STT missiles using the intelligent control technique and multiple controllers. The mixed H_2/H_∞ control technique is applied for each controller design and the control gains are implemented by using the genetic searching algorithm. To facilitate automatic switching of multiple controllers under different operating conditions, an error based switching scheme is also combined with the multiple controllers at a higher level, which constitutes a hierarchical intelligent control system. It is shown via computer simulation that the proposed autopilot outperforms the conventional one.

Keywords : mixed H_2/H_∞ control, genetic algorithm, multiple model switching, autopilot

I. 서론

일반적으로 STT (Skid-To-Turn) 방식의 유도탄은 일정한 뱅크각 (전형적인 값은 0°)을 유지하는 BTT (Bank-To-Turn) 방식의 유도탄과는 달리 목표물의 움직임에 따라 유도탄의 뱅크가 임의로 변하게 된다. 이러한 뱅크각의 변화는 총 받음각의 크기 변화와 함께 유도탄의 공력 특성을 크게 변화시키는 요인이 된다. 이러한 비선형성을 줄이기 위해서는 총 받음각의 크기를 제한하거나 피치, 요 루우프의 대역 폭을 롤 제어 루우프보다 작게 만드는 제어기법들이 지금까지 주로 사용되어 왔다. 그러나 이러한 방법들은 유도탄의 기동성을 제한하거나 피치/요(pitch/yaw) 루우프 시간 응답을 느리게 하는 것이므로 유도탄 성능을 최적화 하는 방법은 아니다 [1]. 또한 적응제어, 최적제어, 상태궤환 선형화 등 여러 제어 이론을 응용한 방법들이 유도탄 또는 항공기의 이러한 비선형성을 보상하기 위하여 연구되어 왔다. 예를 들면, Song[2]은 급격히 변하는 시스템 파라미터를 갖는 시변 시스템에 대해서도 적용 가능한 상태궤환 형태의 제어법칙과 시스템 파라미터 추정기 및 상태관측기로 구성된 적응제어 알고리즘을 제시하고, 이 알고리즘을 이용하여 BTT 유도탄 가속도 제어를 설계하였다. 최적 제어 이론에 근거한 설계 예로 Wise[3]는 LTR (Loop Transfer Recovery)와 LQG(Linear Quadratic Gaussian) 기법을 이용하여 BTT 유도탄의 자동 조종 장치를 설계하였는데 적분기를 추가하여 정상상태 오차를 제거하였다. 그러나 현대 제어 이론을 적용한 연구들은 플랜트 동력학 변화에 매우 민감하거나 실제 구현에 많은 어려움을 가지고 있다.

따라서 최근에는 적응 및 학습개념에 기초한 신경망, 퍼지, 유전 알고리즘 등 소위 소프트 컴퓨팅 기법을 비행체와 같은 복잡한 비선형 시스템의 제어에 응용하려는

지능 제어기법의 연구가 활발히 진행되고 있다[4][8]. 이러한 연구로서 Baker와 Farrel[5]은 고성능 비행체의 제어기에 학습 개념을 도입했고, Troudet[6] 등은 모델추종 신경망 제어를 비행기의 선형모델에 대하여 구성하였다. Calise[7]는 피드백 선형화 방법을 적용하기 위하여 필요한 역동력학을 off-line 신경망을 이용하여 근사화시켜 표현하였으며, 이 경우에 생기는 역변환 오차를 보상하기 위한 on-line 신경망을 더하여 on-line adaptive architecture를 제시하였다. Steck[8]은 신경망과 선형 보상의 혼합 형태로 조합한 신경망 제어를 이용하여 비선형 자동 조종 장치의 상태 변수를 비간섭화하여 각각의 변수를 제어할 수 있는 구조를 제시하였다. 그러나 신경망 등 지능제어기법을 비행체 제어에 이용하려는 연구는 아직 그 연구 결과의 수가 제한적이고 특히 적용에는 안정성, 학습 시간 및 수렴 속도, 실시간 적용 등 많은 어려움이 있다.

이러한 점을 고려하여 본 논문에서는 지능 제어기법의 비행체 제어 적용 연구로서 비선형 특성을 갖는 STT 유도탄의 오토파일럿을 설계하는 효율적인 방법을 제시한다. 본 논문에서 제안하는 방법은 제어기 설계 과정을 크게 두 단계 또는 두 계층으로 나눌 수 있는데, 먼저 공력학적인 불확실성과 외란하에서도 안정성과 성능을 보장할 수 있는 H_2/H_∞ 혼합 제어기법을 이용하여 여러 조건의 선형 모델에 대한 오토파일럿을 설계한다. 즉, 출력 궤환을 이용하는 전형적인 H_2/H_∞ 설계와는 달리 STT에 흔히 사용되는 루우프 구조[9]에 대하여 총 받음각과 뱅크각에 따라 구해진 각 선형 모델에 대하여 H_2/H_∞ 설계관점에서의 제어기를 설계하고 이 과정에서 제어기 이득의 계산을 용이하게 하고 단순화하기 위해 유전 알고리즘을 이용한다. 또한 상위제어기에서는 여러 비행조건의 모델에 대하여 구하여진 각각의 제어기 중에서 유도탄의 비행 상태에 알맞은 제어기를 결정하는 평가 함수를 구성하고 매 시간 구성된 평가 함수를 계산하여 최적화 하는 방향으로 스위칭 한다.

접수일자 : 1997. 2. 22., 수정완료 : 1998. 7. 10.

김윤식, 한응기 : 국방과학연구소

국태용 : 성균관대학교 전기전자컴퓨터 공학부

제안된 다중 모델 제어기 설계 및 스위칭 기법은 여러 조건의 비행체 모델을 이용한 컴퓨터 시뮬레이션을 통하여 그 성능을 입증하고 설계된 오토파일럿의 성능을 기존의 방법으로 설계된 파일럿과 비교함으로써 그 실현 가능성을 보인다.

II. 유도탄의 동역학 모델 및 공력 특성

이 장에서는 오토파일럿 설계를 위한 유도탄의 선형 모델을 기술하고, 공력 데이터의 특성을 분석한다. 유도탄의 종운동은 다음과 같은 2차 선형 미분 방정식으로 근사화 된다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_\alpha & 1 \\ M_\alpha & M_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_\delta \\ M_\delta \end{bmatrix} \delta \quad (1)$$

여기서, α , q , δ 는 받음각(angle of attack), 피치 각속도 및 제어 편각(control surface deflection)을 의미하고 Z_α, M_δ 등은 공력 미계수를 나타내며 그 값은 장의 끝에 나타내었다. 무게 중심(center of gravity)에서의 가속도 출력을 A_{z0} 가속도계 위치에서의 가속도 출력을 A_z 라 하면 다음과 같은 출력 방정식이 얻어진다.

$$\begin{aligned} A_{z0} &= \frac{Vm}{9.8} (\dot{\alpha} - q) \\ &= \frac{Vm}{9.8} (Z_\alpha \alpha + Z_\delta \delta) \quad [g] \end{aligned} \quad (2)$$

$$A_z = A_{z0} - \frac{l_{cg}}{9.8} \dot{q} \quad [g] \quad (3)$$

여기서, V_m 은 유도탄의 속도이고 l_{cg} 는 무게 중심으로부터 가속도계까지의 거리를 나타낸다. (1),(3)으로 부터 다음과 같은 전달 함수가 얻어진다.

$$\frac{q(s)}{\delta(s)} = \frac{b_1 s + b_0}{s^2 + a_1 s + a_0} \quad (4)$$

$$\frac{\alpha(s)}{\delta(s)} = \frac{Z_\delta s + M_\delta - M_q Z_\delta}{s^2 + a_1 s + a_0} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \frac{A_z(s)}{\delta(s)} &= V_m (Z_\alpha \frac{\alpha(s)}{\delta(s)} + Z_\delta) - \frac{l_{cg}}{9.8} s \frac{q(s)}{\delta(s)} \\ &= \frac{d_2 s^2 + d_1 s + d_0}{s^2 + a_1 s + a_0} \end{aligned} \quad (6)$$

여기서, 각각의 파라미터는 다음과 같이 정의된다.

- $a_1 = -(Z_\alpha + M_q)$
- $a_0 = Z_\alpha M_q - M_\alpha$
- $b_1 = M_\delta$
- $b_0 = M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta$
- $d_2 = 1/9.8 (V_m Z_\delta - l_{cg} M_\delta)$
- $d_1 = 1/9.8 (-V_m Z_\delta M_q - l_{cg} (M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta))$
- $d_0 = V_m/9.8 (Z_\alpha M_\delta - Z_\delta M_\alpha)$

오토파일럿의 설계시 한 비행조건에서 비행상태에 따라 공력 특성이 달라지는 정도, 즉 한 비행조건에서 뱅크각 및 받음각에 따른 공력 변화의 비선형성이 매우 중요한 사항이라고 할 수 있다. 위의 선형모델에 주어지는

파라미터는 여러 비행 조건에 따른 공력 특성의 변화를 반영하는데 그러한 예로서 각 비행 조건에서의 변화 변위를 표 1에 정리하였다

III. 제어기 설계 및 다중제어기 스위칭

이 장에서는 유전 알고리즘을 이용하여 위에 제시한 유도체의 선형 모델에 대하여 건설한 제어기를 설계하는 효과적인 기법을 소개하기로 한다.

1. 오토파일럿 구조

일반적으로 STT 유도탄의 경우 기체가 대칭 형상이므로 피치 오토파일럿과 요 오토파일럿이 동일한 구조를 갖도록 설계한다. 여러 비행 조건에 따른 다중 선형 모델에 대한 각각의 제어기는 그림 1과 같이 보상기가 포함

표 1. 유도탄 공력 특성.
Table 1. Aerodynamic force characteristics.

Mach	Bank [deg]	가속도 [g]	M_α	M_δ	Z_α	Z_δ	M_q
2.6	0	1	-287	-764	-1.28	-0.53	-3.18
		10	-759	-777	-2.60	-0.49	
		20	-855	-579	-3.16	-0.39	
		30	-813	-562	-3.66	-0.39	
	22.5	1	-208	-787	-1.11	-0.53	
		10	-730	-779	-2.55	-0.48	
		20	-680	-707	-3.03	-0.45	
		30	-575	-575	-3.52	-0.38	
	45	1	-185	-812	-0.88	-0.54	
		10	-634	-781	-2.54	-0.49	
		20	-378	-710	-2.88	-0.45	
		30	-83	-699	-3.23	-0.46	

되지 않은 아날로그 형태의 기본적인 피치 오토파일럿의 구조를 가지고 있다[9]. 그림 1에서 명령 신호 A_{zc} 에 곱해지는 제어 이득 K_o 는 정상 상태 오차를 없애기 위한 것이다.

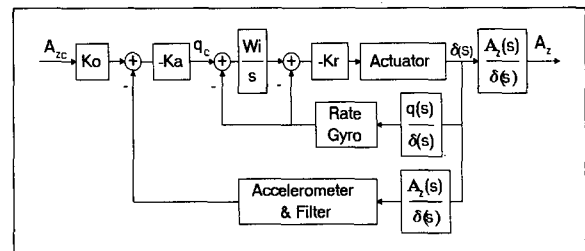


그림 1. 피치 오토파일럿 구조.
Fig. 1. Configuration of pitch autopilot.

또한 구동 장치 출력 δ 는 다음과 같이 표현된다.

$$\delta = -q_c \frac{W_i}{s} K_r + K_r \left(\frac{W_i}{s} + 1 \right) q \quad (7)$$

여기서, q_c 는 피치 가속도 명령이고 W_i, K_r 은 제어기 이득이다. 시스템 내부 루우프 전달 함수는 (7)을 (4)에 대입하여 얻을 수 있다.

$$\frac{q(s)}{q_c(s)} = \frac{(b_1s + b_0)WKr}{s^3 + (a_1 - Krb_1)s^2 + (a_0 - Krb_0 - KrWib_1)s - KrWib_0} \quad (8)$$

그림 1에서 피치 가속도 명령은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$q_c = Ka' \frac{Wz}{s} Kr(KoA_{zc} - A_z) + Kr \left(\frac{Wz}{s} + 1 \right) q \quad (9)$$

여기서, A_{zc} 는 가속도 명령이고, Ka' 는 $Ka - 9.8/V_m$ 이다. 따라서 전체 시스템의 폐루프 전달함수는 (9)를 (8)에 대입하여 얻을 수 있다.

$$\frac{A_z(s)}{A_{zc}(s)} = \frac{(d_2s^2 + d_1s + d_0)Ka'KoWiKr}{s^3 + (a_1 - Krb_1 + Ka'WiKrd_2)s^2 + (a_0 - Krb_0 + KrWib_1 + Ka'WiKrd_1)s + (-KrWib_0 + Ka'WiKrd_0)} \quad (10)$$

2. H_2/H_∞ 제어기

이제 그림 1의 피치 오토파일럿 구조에서 얻어진 (10)을 이용한 유도탄의 최적제어 및 견실안정화 문제를 고려해보자. 우선 공력학적인 불확실성과 외란하에서의 유도탄의 안정성을 보장하는 문제에 대하여 그림 2에서와 같이 (11)에 의하여 크기가 제한되는 안정한 플랜트 섭동 $\Delta P(s)$ 를 가정하여 (12)를 만족하는 H_∞ 제어기를 설계함으로써 유도탄의 견실안정화(robust stability) 문제를 해결할 수 있다[10][11].

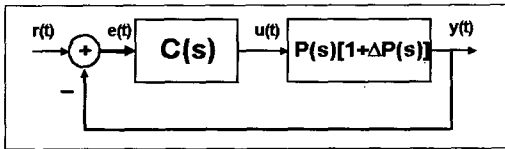


그림 2. 플랜트 섭동항을 가진 제어시스템.
Fig. 2. Control system with plant perturbation.

$$|\Delta P(s)(j\omega)| < |\xi(j\omega)|, \quad \forall \omega \in [0, \infty) \quad (11)$$

$$\left\| \frac{P(s)C(s)\xi(s)}{1 + P(s)C(s)} \right\|_\infty \leq 1 \quad (12)$$

여기서, $\xi(j\omega)$ 는 알고 있는 안정한 함수이다. 또한 기준 입력의 추적이나 과도현상 등의 성능문제를 다루는데 효과적인 H_2 제어기법을 도입하기 위하여 다음과 같은 자승 형태의 평가 함수를 고려하자.

$$J = \min_C \int_0^\infty e^2(t) dt \quad (13)$$

이 평가 함수 J 는 Parseval의 정리[12]를 이용하여 주파수 영역의 적분으로 바꿀 수 있다. 즉,

$$J = \min_C \frac{1}{2\pi j} \int_{-j\infty}^{j\infty} E(s)E(-s) ds \quad (14)$$

$$= \min_C \frac{1}{2\pi j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \frac{c(s)c(-s)}{d(s)d(-s)} ds$$

여기서,

$$c(s) = \sum_{k=0}^m c_k s^k, \quad d(s) = \sum_{k=0}^n d_k s^k \quad (15)$$

3. 유전 알고리즘을 이용한 H_2/H_∞ 제어 이득 탐색

이러한 혼합 H_2/H_∞ 제어기법을 이용하여 견실안정화 문제와 성능 문제를 동시에 해결하기 위하여 먼저 본 논문에서 다루는 유도탄의 견실제어기를 위한 평가 함수를 다음과 같이 설정한다.

$$\left\| \frac{A_z(s)}{A_{zc}(s)} \xi(s) \right\|_\infty = \sup_{\omega \in [0, \infty)} \sqrt{\frac{A_z(-j\omega)A_z(j\omega)}{A_{zc}(-j\omega)A_{zc}(j\omega)}} \xi(-j\omega)\xi(j\omega) \quad (16)$$

$$\equiv \sup_{\omega \in [0, \infty)} \sqrt{\frac{\beta(\omega)}{\alpha(\omega)}}$$

$$= \sqrt{\sup_{\omega \in [0, \infty)} \frac{\beta(\omega)}{\alpha(\omega)}} \leq 1$$

위 (16)은 $\beta(\omega)/\alpha(\omega)$ 의 피크 값이 1과 같거나 작음을 의미한다. 피크 값을 찾기 위해 $\beta(\omega)/\alpha(\omega)$ 의 ω 에 대한 미분 값이 0인 극점의 ω 를 구한다. 이 때의 ω 값들에 대한 $\beta(\omega)/\alpha(\omega)$ 의 값을 1과 비교하여 (16)을 만족하는지 알 수 있다. 또한 성능 문제를 해결하기 위한 오차의 자승의 적분 값은 (14)에서와 같이 Parseval의 정리를 이용하여 시간 영역상의 적분을 주파수 영역상의 적분으로 바꿀 수 있다. 본 논문에서는 제어기의 내부 루우프와 전체 루우프의 오차로 이루어진 자승 형태의 적분값을 더하여 평가 함수를 구성하였으며 이때 각 오차의 주파수 평면상에서의 표현은 (8),(10)을 이용하여 다음과 같이 구할 수 있다.

$$E_r(s) = q_c(s) - q_z(s) \quad (17)$$

$$= \left(1 - \frac{q_z(s)}{q_c(s)} \right) q_c(s)$$

$$E_c(s) = A_{zc}(s) - A_z(s) \quad (18)$$

$$= \left(1 - \frac{A_z(s)}{A_{zc}(s)} \right) A_{zc}(s)$$

이때 내부와 전체 루우프 오차 (17),(18)은 표 1의 값들을 대입했을 때 strictly proper하고 좌-반평면에만 극점이 존재하는 3차의 실계수 유리 함수가 되므로, (17)과 (18)의 오차 적분값은 (19)의 적분표[13]를 이용하여 각각 구할 수 있다.

$$J = \frac{1}{2\pi j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \frac{c(s)c(-s)}{d(s)d(-s)} ds \quad (19)$$

$$= \frac{c_2^2 d_0 d_1 + (c_1^2 - 2c_0 c_2) d_0 d_3 + c_0^2 d_2 d_3}{2d_0 d_3 (-d_0 d_3 + d_1 d_2)}$$

위에 제시된 혼합 H_2/H_∞ 제어 기법을 이용한 유도탄의 견실안정화 문제와 성능 문제를 동시에 해결하는 그림 1과 같은 구조의 오토파일럿을 설계하는 제어 문제는 다음과 같이 정의될 수 있다.

제어 문제 : (1)의 유도탄 모델에 대하여 (10)과 같은 전달 함수를 갖는 오토파일럿(그림 1)의 H_2/H_∞ 제어기로서 (16)을 만족하고, 오차 (17)과 (18)에 대한 (19)에 주어지는 평가 함수의 값을 최소화하는 제어기 이득을 구하라.

이제 위에 제시된 평가함수를 이용한 최적의 혼합 H_2/H_∞ 제어기는 설계하는데 있어서 계산을 단순화하고 제어 파라미터의 효과적 탐색을 위하여 유전 알고리즘을 도입하기로 한다. 잘 알려져 있듯이 유전 알고리즘(GA : Genetic Algorithm)은 자연계의 적응 과정과 유전 인자의 변이 과정에 착안하여, 이와 유사한 유전 인자 모양의 개체(string)를 만들어 인공적인 적응 과정을 통하여 최적해를 찾으려는 발견적 기법으로 다양한 문제의 유형에도 잘 맞고, 문제의 특성을 잘 알지 못하는 경우에도 사용할 수 있는 강인한 알고리즘이다[11][14].

각 개체의 환경 적응 정도를 측정하는 목적함수로는 평가 함수 값을 최소화하기 위하여 평가 함수 J의 역수를 사용한다. 유전 알고리즘을 적용하여 최적의 혼합 H_2/H_∞ 제어기의 해를 구하는 과정은 그림 3과 같다. 먼저 제어기 이득 값 K_a , K_r 및 W_i 로 이루어진 개체들이 전달 함수 (10)을 (12)에 대입하여 얻은 강인성 제약 조건 (16)을 만족하는지를 확인한다. 개체가 (16)을 만족할 때는 개체의 환경 적응 정도(fitness)를 계산하여 복제(reproduction) 과정을 거치고 만족하지 않을 때는 개체를 새로 생성한다.

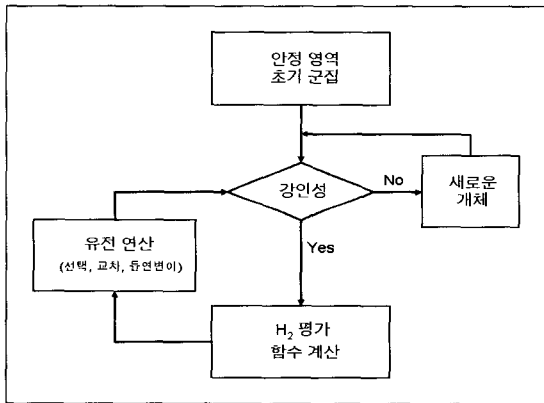


그림 3. 제어 파라미터의 유전 인자 탐색.
Fig. 3. Genetic searching of control parameters.

본 논문에서는 STT 유도탄이 45°의 주기로 뱅크에 따른 공력학적 특성이 변하므로 뱅크가 0°, 22.5°, 45° 일때 가속도 1g, 10g, 20g, 30g에 대하여 혼합 H_2/H_∞ 제어기를 설계하기로 한다. 시스템 파라미터 표 1의 공력 특성 값들을 (10),(17),(18)에 대입하여 각각의 비행 상태에 대한 전달 함수와 오차 함수를 구한다. 얻어진 전달 함수와 오차 함수를 이용하여 강인성 제약 조건 (16)과 평가 함수 (19)를 계산한다. H_2/H_∞ 제어 파라미터 K_a , K_r 및 W_i 의 탐색은 2000개의 개체와 교차 확률 1, 돌연변이 확률 0.005를 가진 단순 유전 알고리즘 (simple GA)을 이용하여 50세대를 반복하여 연산하였으며, 각 파라미터의 길이가 10으로 총 개체의 길이가 30 이고 K_a 와 K_r 는 0.001 간격으로 W_i 는 0.01 간격으로 탐색하였다. 각 비행 조건에 따른 12개의 모델에 대하여 유전 알고리즘을 이용하여 탐색한 결과를 표 2에 나타내었다.

표 2. 제어기 이득.
Table 2. Controller gains.

Bank 가속도[g]	0	22.5	45
1g	$W_i = 17.3$ $K_r = 0.042$ $K_a = 0.136$	$W_i = 28$ $K_r = 0.039$ $K_a = 0.145$	$W_i = 19$ $K_r = 0.037$ $K_a = 0.156$
10g	$W_i = 21$ $K_r = 0.041$ $K_a = 0.137$	$W_i = 24$ $K_r = 0.042$ $K_a = 0.137$	$W_i = 24$ $K_r = 0.041$ $K_a = 0.124$
20g	$W_i = 18$ $K_r = 0.045$ $K_a = 0.15$	$W_i = 19$ $K_r = 0.046$ $K_a = 0.129$	$W_i = 26$ $K_r = 0.046$ $K_a = 0.075$
30g	$W_i = 17.3$ $K_r = 0.037$ $K_a = 0.122$	$W_i = 25.9$ $K_r = 0.047$ $K_a = 0.084$	$W_i = 27.5$ $K_r = 0.04$ $K_a = 0.042$

4. 다중 제어기 스위칭

여러 비행 조건에 따라 각각의 상태에 맞는 H_2/H_∞ 최적 제어기가 달라지므로, 이 절에서는 유도탄에 대한 최소한의 정보와 시간을 이용하여 위에 설계한 다중 제어기를 적절히 스위칭 하는 상위의 스위칭 제어기를 설계하기로 한다. 다중 제어기의 스위칭을 위하여 먼저 유도탄의 출력 가속도 A_z 와 각각의 제어기에 달린 i 번째 모델 출력 A_{zi} 사이의 오차 $e_i(t)$ 를 $A_z - A_{zi}$ 라 두자. 이 오차를 이용하여 다중제어기 스위칭 평가함수 $J_i(t)$ 를 다음 식과 같이 도입하기로 한다.

$$J_i(t) = k_1 e_i^2(t) + k_2 \int_0^t e_i^2(\tau) dt \quad (20)$$

평가 함수의 앞 오차의 자승 항은 과도 응답의 영향을 반영하고 뒤의 오차의 적분 항은 정상 상태 응답의 영향을 반영하므로 상수항 k_1 과 k_2 를 조절하여 시스템의 과도 응답과 정상 상태 응답을 향상시킬 수 있다[15]. 다중 제어기와 상위의 스위칭제어기의 구조는 그림 4와 같이 나타낼 수 있다. 본 논문에서는 모의 실험을 위하여 (20)의 평가 함수를 최소화하는 모델을 현재의 비행 상태로 가정하고 그 모델에 대하여 설계된 제어기 이득을 현재의 오토파일럿의 이득으로 하였다.

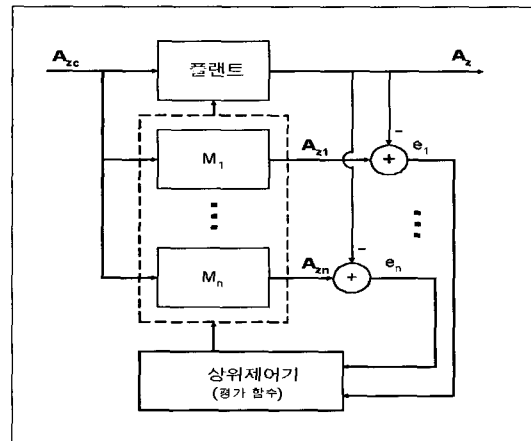


그림 4. 제어기의 구조.
Fig. 4. Configuration of controller.

IV. 모의 실험

이 장에서는 제안된 유전 알고리즘을 이용한 H_2/H_∞ 측면에서의 다중제어기 설계 및 스위칭 제어기법의 타당성을 검증하기 위하여 유도탄의 비선형 공력특성을 고려한 컴퓨터 모의 실험을 수행한다. 컴퓨터 모의 실험의 조건은 mach 2.6의 고정된 속도와 해면고도로 이 조건에서의 제어기를 설계하고 6-DOF 시뮬레이션을 수행하여 기존의 설계 방법과 그 성능을 비교하였다. III장에서 구하여진 가속도와 뱅크에 따른 12개의 유도탄 제어기 증가속도의 크기가 작아서 뱅크의 변화가 공력의 변화에 큰 영향을 주지 않는 1g 가속도에 대한 모델은 동일하다고 가정하고 이 경우는 하나의 제어기만을 사용하여 총 10개의 모델을 대상으로 (20)을 최소화시키는 제어기로 스위칭 한다. 비교 대상이 되는 기존의 설계 방법은 그림 1의 구조와 동일한 제어기 구조를 가지고 있으며, 비행조건(bank 각, 요구 가속도 명령의 크기)에 관계없이 전체의 시스템을 안정화시키는 이득들 중에서 최상의 성능을 가지는 하나의 이득 세트를 사용한 경우이며, 이러한 방법으로 설계한 경우를 case 1로 나타내고 앞 절에서 제시된 방법에 의해 설계된 경우를 case 2로 나타내어 그 응답 특성을 비교하였다. 그림 5, 6, 7은 각 뱅크 각에 대하여 30g의 가속도 명령에 대한 피치, 요 응답을 나타낸 것이고 그림 8은 뱅크각이 0도 일때 사인과 형태의 가속도 명령에 대한 피치 응답을 비교한 것이다. 각각의 경우에 제안된 제어기에 의한 응답 속도가 기존의 설계 방법을 이용한 제어기에 비하여 향상됨을 알 수 있다.

V. 결론

STT 유도탄의 피치, 요 오토파일럿을 설계하는 지능 제어 기법을 제시하였다. 제안된 제어기는 유전 알고리즘을 이용하여 각각의 비행 상태에 따른 H_2/H_∞ 제어기를 설계하고 평가함수를 이용하여 동작 조건에 따라 다중제어기를 스위칭 하도록 하는 계층적 제어 구조를 갖는다. 컴퓨터 시뮬레이션에 의해 제안된 오토파일럿의 성능이 기존의 설계 방법에 의하여 설계된 결과보다 우수함을 보였다.

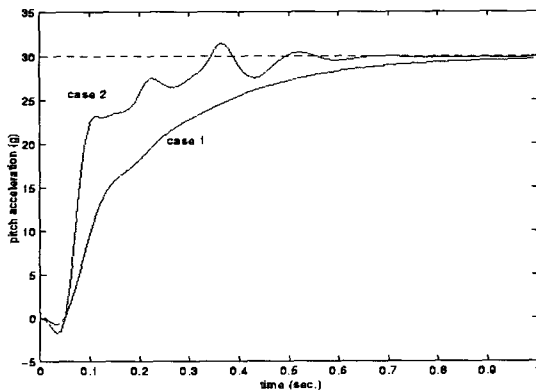


그림 5. 피치/요 응답(뱅크 0°).
Fig. 5. Pitch/Yaw response(bank 0°).

본 논문에서는 다중 제어기를 일정한 비행 상태 간격을 두고 설계하였는데 비행 상태에 따른 공력의 비선형성을 고려하여 제어기의 분포를 비선형적으로 하면 보다 나은 결과를 얻을 수 있을 것으로 예상된다. 또한 상위 스위칭 제어기를 본 논문에서와 같은 오차의 자승 형태의 함수뿐만 아니라 퍼지나 신경망 등의 기법을 이용하여 설계하면 보다 나은 성능을 얻을 수 있을 것으로 보이며 이러한 제어구조에 대한 연구가 진행 중이다.

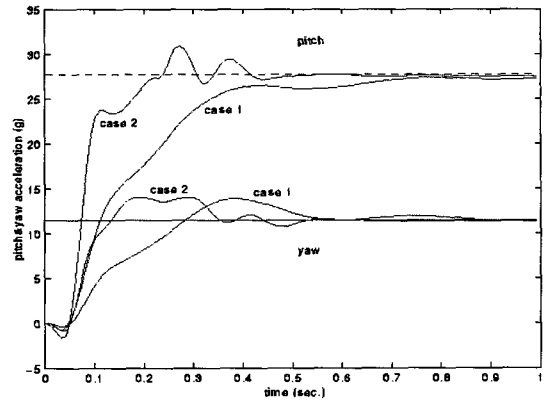


그림 6. 피치/요 응답(뱅크 22.5°).
Fig. 6. Pitch/Yaw response(bank 22.5°).

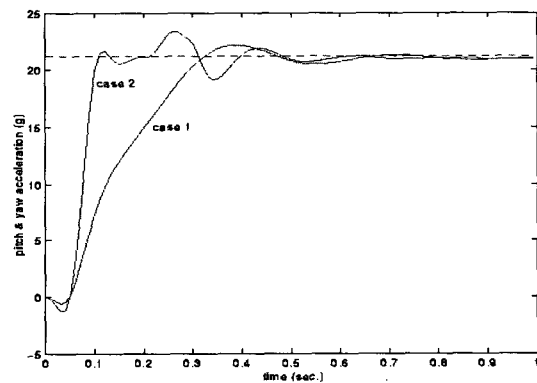


그림 7. 피치/요 응답(뱅크 45°).
Fig. 7. Pitch/Yaw response(bank 45°).

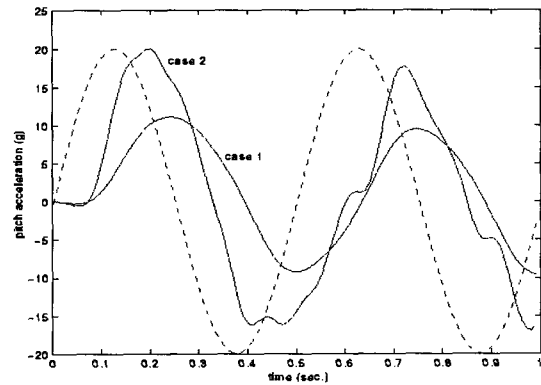


그림 8. 사인 입력에 대한 피치 응답.
Fig. 8. Pitch response for a sine input.

참고문헌

- [1] A. Arrow and D. J. Yost, "Large angle-of-attack control concepts for aerodynamically controlled missiles," *Journal of Spacecraft*, vol. 14, no. 10, pp. 606-613, 1977.
- [2] C. H. Song, *Adaptive Control of Time-Varying Systems with Applications to Missile Autopilots*, Ph. D. dissertation, University of Florida, Gainesville, FL, 1989.
- [3] K. A. Wise, "Bank-to-turn missile autopilot design using loop transfer recovery," *Journal of Guidance*, vol. 13, no. 1, pp. 145-152, 1990.
- [4] K. S. Narendra and K. Parthasarathy, "Identification and control of dynamical systems using neural networks," *IEEE Trans. Neural Networks*, vol. 1, no. 1, pp. 4-27, 1990.
- [5] W. L. Baker and J. A. Farrel, "Learning augmented flight control for high performance aircraft," *Proc. of the AIAA on GNC Conf.*, pp. 347-358, 1991.
- [6] T. Troudet and W. C. Merrill, "Neural network application to aircraft control system design," *Proc. of the AIAA on GNC Conf.*, pp. 993-1009, 1991.
- [7] A. J. Calise, "Neural networks in nonlinear aircraft flight control," *IEEE AES Systems Magazine*, pp. 5-10, July, 1996.
- [8] J. E. Steck et al., "Linear and neural network feedback for flight control decoupling," *IEEE Control Systems Magazine*, pp. 22-30, Aug., 1996.
- [9] F. W. Nesline and M. L. Nesline, "How autopilot requirements constrain the aerodynamic design of homing missiles," *Proc. of ACC*, pp. 716-730, 1984.
- [10] B. A. Francis, "A course in H_∞ control theory," *Lecture Notes in Control and Information Science*, Springer-Verlag, New-York, vol. 88, 1986.
- [11] B. S. Chen, Y. M. Cheng and C. H. Lee, "A genetic approach to mixed H_2/H_∞ optimal PID control," *IEEE Control Systems Magazine*, pp. 51-60, Oct., 1995.
- [12] M. Vidyasagar, *Control System Synthesis: A Factorization Approach*, MIT Press, Cambridge, MA, 1985.
- [13] E. I. Jury and A. G. Dewey, "A general formulation of the total square integrals for continuous systems," *IEEE Trans. Automatic Control*, vol. 10, pp. 119-120, Jan., 1965.
- [14] D. E. Goldberg, *Genetic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning*, R. Magazine : Addison Wesley, 1989.
- [15] K. S. Narendra and J. Balakrishnan, "Improving transient response of adaptive control systems using multiple models and switching," *IEEE Trans. Automatic Control*, vol. 39, pp. 1861-1866, no. 9, Sept., 1994.
- [16] 김윤식, 한응기, 정재욱, 국태용, "지능 제어 기법을 이용한 유도탄 자동 조종 장치 설계," 한국자동제어학술회의 논문집, 제 2권, pp. 1509-1512, 1996.



김 윤 식

1961년 1월 1일생. 1984년 성균관대 전자공학과 졸업. 동대학원 석사(1986), 1995년~현재 동대학원 박사과정. 1986년~현재 국방과학연구소 선임연구원, 관심분야는 비행체 유도 및 제어.



한 응 기

1973년 3월 8일생. 1996년 성균관대 전자공학과 졸업. 동대학원 석사(1988), 1998년~현재 국방과학연구소 연구원, 관심분야는 로보틱스, 지능 제어.

국 태 용

제어·자동화·시스템공학 논문지 제 4권 제 2호 참조.