

신경회로망 기반 미사일 적응제어기의 모델 불확실 상황에 대한 시뮬레이션 연구

Simulation Analysis of the Neural Network Based Missile Adaptive Control with Respect to the Model Uncertainty

성재민, 김병수*
(Jaemin Sung and Byoung Soo Kim)

Abstract: This paper presents the design of a neural network based adaptive control for missile. Acceleration of missile by tail fin control cannot be controllable by DMI (Dynamic Model Inversion) directly because it is non-minimum phase system. To avoid the non-minimum phase system, dynamic model inversion is applied with output-redefinition method. In order to evaluate performance of the suggested controllers we selected the three cases such as control surface fail, control surface loss and wing loss for model uncertainty. The corresponding aerodynamic databases to the failure cases were calculated by using the Missile DATACOM. Using a high fidelity 6DOF simulation program of the missile the performance was evaluated.

Keywords: neural network, model uncertainty, non-minimum phase, output-redefinition

I. 서론

고전제어기법의 경우 제어기 구성 시 전체 비행영역에 대한 개인 스케줄링이 필요하므로 모델 불확실 상황을 고려하기 위해서는 개인 튜닝이 필요한 설계점이 많아지거나 사전에 예상하지 못한 경우도 발생하므로 모델 불확실성에 대해 강건한 제어기를 설계하기엔 무리가 있다. 반면 신경회로망 기반의 동적모델 역변환(DMI: Dynamics Model Inversion) 기법을 적용한 제어기는 모델링 오차 및 모델 불확실성에서 오는 오차를 실시간으로 적응하여 제거하는 기능이 있으며, 특정 설계점에서 설계한 제어기를 사용하여 넓은 범위의 영역에 적용할 수 있는 장점이 있어 현재 널리 연구되고 있다[1-3].

미사일과 같이 꼬리날개를 이용하여 조종하는 경우 조종 입력에 대한 수직가속도의 전달함수는 비최소위상(non-minimum phase) 특성을 보이며 이러한 시스템에 DMI를 직접 적용할 경우 시스템을 불안정하게 만든다. 이런 문제를 해결하기 위해 재정의된 출력을 이용하여 DMI와 신경회로망을 적용한 내부루프를 구성하고, 가속도와 각속도의 관계식을 이용하여 PI 제어기를 이용하여 외부루프를 구성한 방법이 기존에 연구되었다[4,5].

설계된 제어기 성능을 평가하기 위하여 설계포인트(Mach = 0.93)에서 내부루프를 설계한 후 다른 트림 조건(Mach = 0.5, 0.7) 에서 돌렸을 시 동압의 차이로 인한 모델 오차에 대하여 분석하였다.

유도명령은 PN (Proportional Navigation) Guidance를 사용하여 구성하였으며, 하나의 시나리오를 설정하여 전체 시뮬레이션을 수행하였다. 실제 운용 시 일어날 수 있는 모델 불확실성

을 고려하기 위하여 본 논문에서는 조종면 고장, 조종면 상실 그리고 날개 상실이라는 3가지 경우의 불확실성 모델을 설계하였다.

본 논문의 II 장에서는 대상 미사일의 제원에 대하여 설명하고 III 장에서는 신경회로망 기법을 적용하기 위한 제어기 설계 과정과 신경회로망에 대하여 설명한다. IV 장에서는 고장 발생시 모델링에 대하여 설명하고, V 장에서 시뮬레이션을 수행한 결과를 분석하고, 마지막으로 VI 장에서 결론을 맺는다.

II. 대상 미사일 제원

본 연구를 위해 그림 1과 같은 제원을 갖는 Exocet MM40 함대함 미사일을 선정하였다. 대상 모델의 공력 데이터는 Missile DATCOM을 이용하여 획득하였다.

시간에 따른 추력, 질량 및 질량 물성치를 모델링하기 위

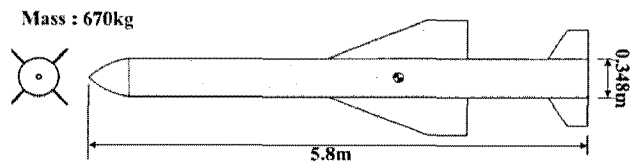


그림 1. 대상 미사일 형상 및 제원.
Fig. 1. Configuration of the missile.

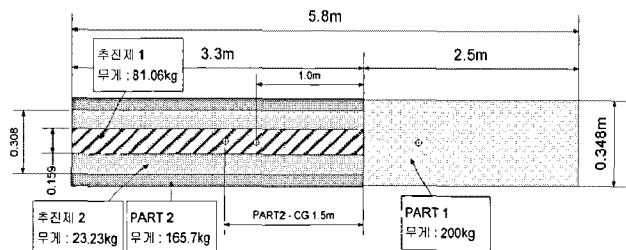


그림 2. 모델링 간소화.
Fig. 2. Simplified model.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수: 2009. 11. 6., 수정: 2009. 11. 17., 채택확정: 2010. 1. 28.

성재민: 경상대학교 기계항공공학부 (sjm@gnu.ac.kr)

김병수: 경상대학교 기계항공공학부(ReCAPT)(bskim@gnu.ac.kr)

※ 본 논문은 2단계 BK21 사업단, 국방과학연구소 연구과제(UD06 9008ED)와 지식경제부 및 정보통신산업진흥원의 대학 IT연구센터 지원사업의 연구결과로 수행되었음(NIPA-2010-(C1090-1031-0007)).

※ 상기 논문은 KACC2009 학술대회에서 초안이 발표되었습니다.

표 1. 시간에 따른 질량 및 모델 파라미터.

Table 1. Model parameters with time.

시간[sec]	Xcg [m]	M [kg]	Ixx [kgm2]	Iyy [kgm2]
t=0	3.23	670.0	11.65	1171.13
t=2	3.19	588.9	11.59	1059.62
t=152	3.01	365.7	8.04	735.44

해 그림 2와 같이 대상 시스템을 간략하게 모델링 하였다. 초기가속구간의 추력은 99310N, 순항구간의 추력은 3646N 이며, 질량 및 기타 모델 파라미터는 표 1에 정리하였다.

표 1에서 Xcg는 미사일의 노즈(nose)에서 무게중심까지의 거리를 나타내며, M는 대상 시스템의 질량, Ixx, Iyy는 각각 동체 x,y축의 질량 관성모멘트를 의미한다.

작동기는 0.01초의 시상수를 갖는 1차 시스템으로 모델링 되었으며 ±600deg/s 의 각속도 범위와, ±30deg 의 조종면 변위 범위를 갖도록 설계하였다.

III. 신경회로망을 이용한 미사일 제어기 설계

종축, 방향축의 제어법칙 설계는 내/외 루프의 이중 루프 설계법(two-loop design)을 이용하였다. 외부 루프는 PI 제어를 사용하여 수직, 수평 가속도를 제어하고 내부 루프의 입력 명령을 만들어내며, 내부루프는 출력 재정의 기법과 함께 모델 역변환 기법을 적용하여 구성하였다. 대상 시스템이 x축 대칭 형상이므로 방향축 제어기는 종축제어기와 동일하게 구성되므로 본 논문에서는 설명을 생략하기로 한다.

1. 종축 내부루프 설계

그림 3은 신경회로망을 적용한 종축 내부루프의 구조를 나타내는 그림으로, 종축 내부루프 설계를 위하여 식 (1), (2)와 같이 근사화된 수직가속도와 피치각속도의 선형 방정식을 사용하였다.

여기서 α, q, δ_p, g_z는 각각 받음각, 피치각속도, 엘리베이터 변위, 중력 항을 나타내며, U₀, A_z는 x축 방향의 트림 속도와 수직 가속도, Z_α, Z_δ, M_α, M_q, M_δ는 공력미계수를 의미한다.

$$U_0(\dot{\alpha} - q) = Z_\alpha \alpha + Z_\delta \delta_p + g_z = A_z \tag{1}$$

$$\dot{q} = M_\alpha \alpha + M_q q + M_\delta \delta_p \tag{2}$$

출력 재정의 변수는 식 (3)과 같이 정의되며 여기서 C는 받음각과 피치각속도의 가중치를 의미한다. 식 (4)와 같이 새로운 출력 변수의 변화율을 의사제어(pseudo control) 변수(u_y)와 임의의 오차항(Δ)의 합으로 표현할 수 있다. 식 (4)

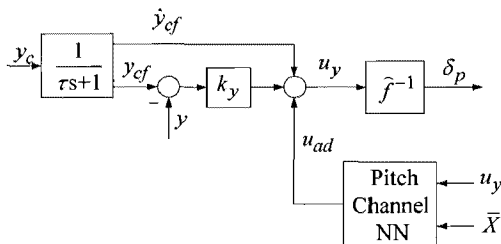


그림 3. 수직가속도제어기의 내부루프.
Fig. 3. Inner-loop controller to control the normal acceleration.

에서 오차항을 제외하고 모델 역변환을 하면 식 (5)와 같이 조종면 입력에 관한 식으로 정리 할 수 있다.

$$y \equiv (1 - C)\alpha + Cq \tag{3}$$

$$\dot{y} = (1 - C)\dot{\alpha} + C\dot{q} = u_y + \Delta \tag{4}$$

$$\delta_p = \frac{U_0 u_y - \{A\alpha + Bq + (1 - C)g_z\}}{(1 - C)Z_\delta + U_0 C M_\delta} \tag{5}$$

where, $A = \{(1 - C)Z_\alpha + U_0 C M_\alpha\}$
 $B = \{(1 - C)U_0 + U_0 C M_q\}$

의사제어변수에 대한 제어기 설계는 식 (6)과 같이 구성되며, 오차변수를 $\tilde{y} = y_c - y$ 라고 하면 식 (7)과 같이 오차 방정식을 구성 할 수 있다.

$$u_y = \dot{y}_c + K_y(y_c - y) - \hat{u}_{ad} \tag{6}$$

$$\dot{\tilde{y}} + K_y \tilde{y} = \hat{u}_{ad} - \Delta \tag{7}$$

여기서 \hat{u}_{ad} 는 신경회로망의 출력으로 본 논문에서는 신경회로망으로 single hidden layer를 갖는 multiperception network를 사용하여 구성하였으며, 이때의 적응제어 신호는 식 (8)과 같다[6].

$$u_{ad} = \hat{W}_2^T \sigma(\hat{W}_1^T \bar{x}) \tag{8}$$

여기서 \bar{x} 는 식 (2)의 모델링 에러의 함수관계를 고려한 신경회로망의 입력 상태변수를 나타내며, σ는 sigmoidal activation function이다. 가중치 \hat{W}_1, \hat{W}_2 에 대한 적응제어 법칙은 식 (9)와 같다.

$$\dot{\hat{W}}_1 = -\Gamma_1 [\bar{x} \zeta \delta' + \lambda_1 \zeta |\hat{W}_1] \tag{9}$$

$$\dot{\hat{W}}_2 = -\Gamma_2 [\zeta (\delta - \delta' \hat{W}_1^T \bar{x}) \zeta + \lambda_2 \zeta |\hat{W}_2]$$

δ'는 δ의 자코비안 행렬을 의미한다. Γ₁, Γ₂는 가중치 행렬의 학습율을 나타내고 λ₁, λ₂는 E-modification 계인을 의미하며 이 값들은 설계자가 선정할 수 있는 설계 변수이다.

2. 종축 외부루프 설계

그림 4는 수직 가속도 입력에 대한 출력 시스템의 페루프 전달함수를 나타내는 그림이다.

Z_{δp} = 0 이라는 가정을 적용하면 재정의된 출력에 대한 수직 가속도의 전달함수를 식 (10)과 같이 구할 수 있다.

$$G_y^{An}(s) = G_{\delta_p}^{An}(s) / G_{\delta_p}^y(s) = \frac{Z_\alpha}{Cs + \{1 - C(1 + \frac{Z_\alpha}{U_0})\}} \tag{10}$$

이를 이용하여 그림 4에서 개루프의 전달함수를 식 (11)과

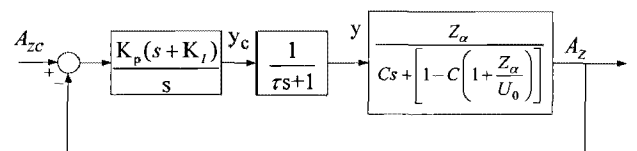


그림 4. 이상적인 종축 루프의 블록 선도.
Fig. 4. Block diagram of ideal close loop system of longitudinal dynamics.

같이 구할 수 있으며, 식 (12)와 같이 K_I 를 선정하여 간단하게 정리 할 수 있다. 식 (13)은 표준 2차형태로 표현된 페루프 전달함수로서 이를 통해 식 (14)와 같이 계획적으로 게인을 구할 수 있다.

$$G(s) = \frac{K_p Z_\alpha (s + K_I)}{s(\tau s + 1)[Cs + \{1 - C(1 + \frac{Z_\alpha}{U_0})\}]} \quad (11)$$

$$G(s) = \frac{K_p Z_\alpha}{Cs(\tau s + 1)}, \quad \text{where } K_I = \frac{1}{C} - 1 - \frac{Z_\alpha}{U_0} \quad (12)$$

$$H(s) = \frac{G(s)}{1 + G(s)} = \frac{\frac{K_p Z_\alpha}{C\tau}}{s^2 + \frac{1}{\tau}s + \frac{K_p Z_\alpha}{C\tau}} \quad (13)$$

$$K_I = \frac{1}{C} - 1 - \frac{Z_\alpha}{U_0}, \quad \tau = \frac{1}{2\zeta\omega_n}, \quad K_p = -\frac{C\omega_n}{2\zeta Z_\alpha} \quad (14)$$

3. 횡축 제어기 설계

횡축 제어기 설계를 위하여 식 (15)와 같이 롤 각가속도의 운동방정식을 사용하였다. DMI를 통한 조종면 입력은 식 (16)와 같이 정리된다. 여기서 $\phi, v, p, r, \delta r$ 는 각각 롤 각, 동체 y축 속도, 롤 각속도, 요 각속도, 러더 변위를 나타내며, $L_v, L_p, L_r, L_{\delta r}$ 는 공력 미계수를 의미한다. 의사제어변수는 식 (17)와 같이 표현되며, 이때 오차방정식은 식 (18)과 같다. 여기서 $K_{p\phi}, K_{d\phi}$ 제어 게인을 의미한다. 그림 5는 롤 축 제어기 설계 블록선도를 나타내고 있다.

$$\ddot{\phi} = L_v v + L_p p + L_r r + L_{\delta r} \delta r \quad (15)$$

$$\delta r = \frac{u - L_v v - L_p p - L_r r}{L_{\delta r}} \quad (16)$$

$$u = \ddot{\phi}_c + K_{p\phi}(\phi_c - \phi) + K_{d\phi}(\dot{\phi}_c - \dot{\phi}) - u_{ad} \quad (17)$$

$$\ddot{\phi} + K_{p\phi}\tilde{\phi} + K_{d\phi}\dot{\tilde{\phi}} = u_{ad} - \Delta \quad (18)$$

4. 제어기 성능 분석

그림 6-8은 제어기 성능 평가를 위해 각 불확실 모델에 대하여 시뮬레이션을 수행한 결과로서 각 그림의 좌측 그림은 신경회로망이 작동하지 않았을 경우이며, 우측은 신경회로망을 작동한 경우이다. 각 그림의 상단의 그림은 내부루프(재정의된 출력)의 결과이며 하단의 그림은 외부루프(수직 가속도)의 결과로서, 종축과 횡축의 반응은 거의 동일하므로 종축의 결과만 수록하였다.

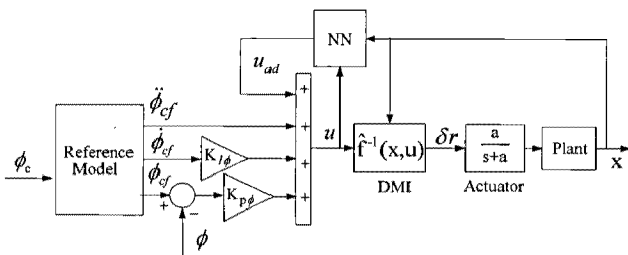


그림 5. 횡축 제어기 구성.
Fig. 5. Lateral direction controller.

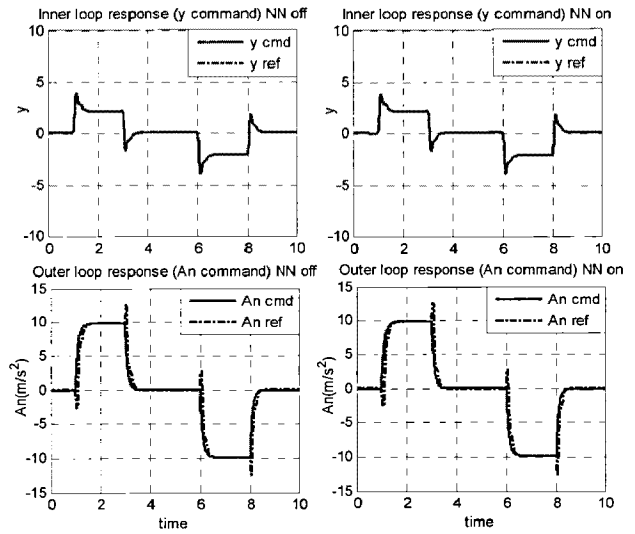


그림 6. 설계점에서 시뮬레이션 결과 (Mach = 0.93).
Fig. 6. Simulation result at designed point (Mach = 0.93).

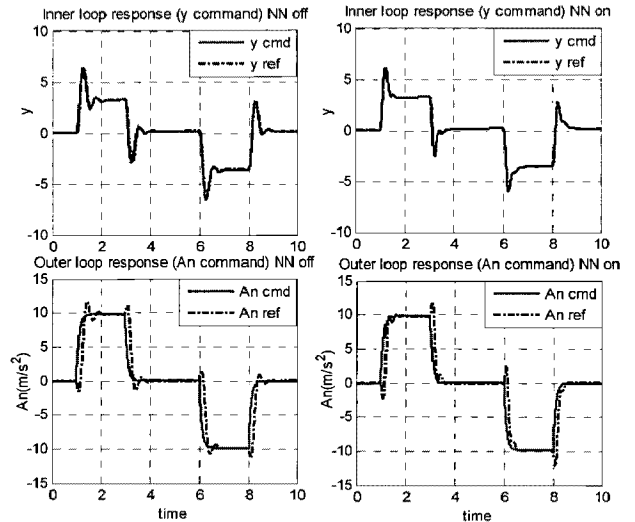


그림 7. 모델 불확실성시 시뮬레이션 결과 (Mach = 0.7).
Fig. 7. Simulation result with model uncertainty (Mach = 0.7).

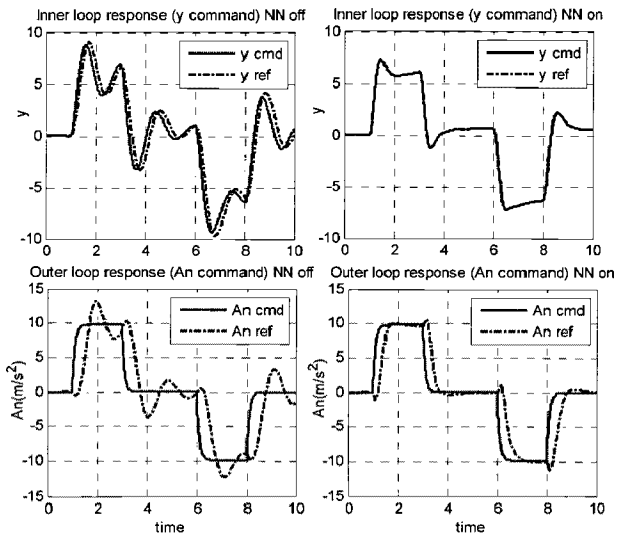


그림 8. 모델 불확실성시 시뮬레이션 결과 (Mach = 0.5).
Fig. 8. Simulation result with model uncertainty (Mach = 0.5).

그림 6은 제어를 설계한 포인트(Mach 0.93)에서 시뮬레이션을 수행한 결과로써, 내부루프 설계 시 모델링 오차가 없는 경우를 나타낸다. 모델링 오차가 없기 때문에 신경회로망의 작동여부에 상관없이 시스템 응답특성이 뛰어난 것을 확인할 수 있다. 반면 그림 7은 Mach 0.7일 경우의 시뮬레이션 결과로써, 신경회로망에 의한 시스템 응답특성이 향상되는 것을 확인할 수 있으며, 신경회로망이 직접 적용된 내부루프는 완벽하게 제어되는 것을 확인할 수 있다. 그림 8은 Mach 0.5일 경우의 시뮬레이션 결과로써, 신경회로망에 의한 시스템 응답특성이 향상되는 것을 확연히 확인할 수 있으며, 신경회로망이 직접 적용된 내부루프는 완벽하게 제어되는 것을 확인할 수 있다.

IV. 고장 발생 모델링

대상 미사일의 경우 기동 중 외부의 충격(피격, 충돌)이나 시스템의 결함으로 인해 원치 않는 고장이 발생할 가능성이 있다. 따라서 본 연구에서는 그와 같은 고장발생 상황을 예상하여 설계하고, 그 결과를 분석하고자 한다. 본 연구에서는 그림 9와 같이 고장 상황을 크게 3가지 경우로 나누어서 구성하였다. 먼저 우측 하단(뒷면)의 조종면 고장이 발생하여 작동하지 않는 상황을 고려하였다. 이때 조종면은 변위가 0°인 상태로 고장이 발생했다고 가정한다. 두 번째로 우측하단의 조종면이 완전히 상실 되었을 경우이다. 마지막으로 주의의

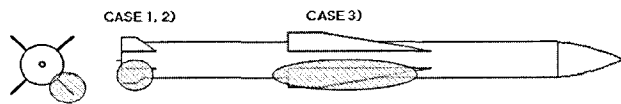


그림 9. 고장 선정 위치.
Fig. 9. Description of failures.

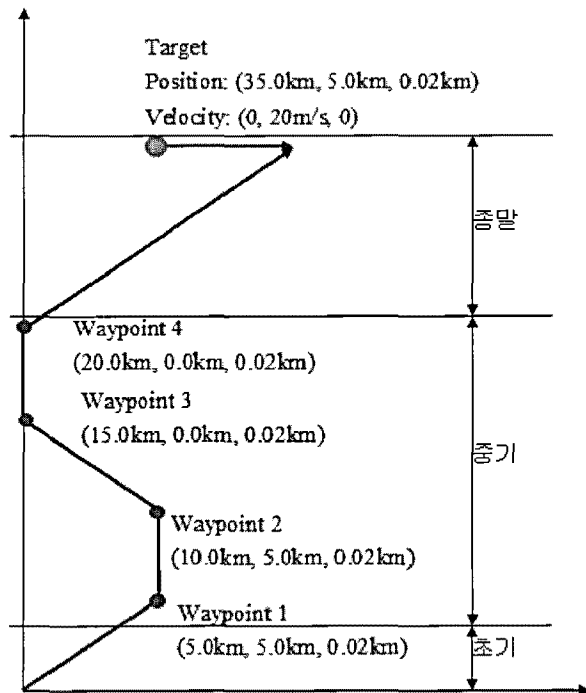


그림 10. 유도제어 비행 시나리오.
Fig. 10. Scenario for guidance & control flight.

우측하단의 날개가 상실 되었을 경우를 고려하였다.

각 고장 모델에 대한 공력 모델은 Missile DATCOM을 사용하여 계산하였다.

V. 시뮬레이션 결과

1. 시뮬레이션 조건

본 연구에서는 일반적으로 사용하는 PN Guidance 알고리즘을 사용하여 유도 명령을 구성하였으며, 지상에서 초기 발사각(30°)을 가지고 발사하여 일정 순항고도에 도달할 때까지 종축 기동만 한 후 순항고도 도달 후 방향축 기동을 하여 목표물을 쫓아가는 시나리오를 설계하였다. 이때 미사일과 목표물의 초기조건 및 경로점은 그림 10과 같다.

시뮬레이션은 발사 후 30초에서 각 고장상황이 발생한다고 가정하여 수행하였으며, 고장발생시 수평 비행 입력은 동일 경로에 대한 정상상태의 기동 범위(5g)로 제한하였다.

2. 시뮬레이션 결과 분석

그림 11~14는 각 고장상황에 대한 시뮬레이션 결과이며 각 그림의 상단의 그림은 목표물과 미사일의 비행경로(점선)를 나타내며, 정상상태(실선)의 결과와 비교하여 보여준다. 하단의 그림은 그때 수평가속도 입력에 대한 응답을 나타내며, 수직축의 입력과 롤축의 입력은 고장 발생 후 변화가 거

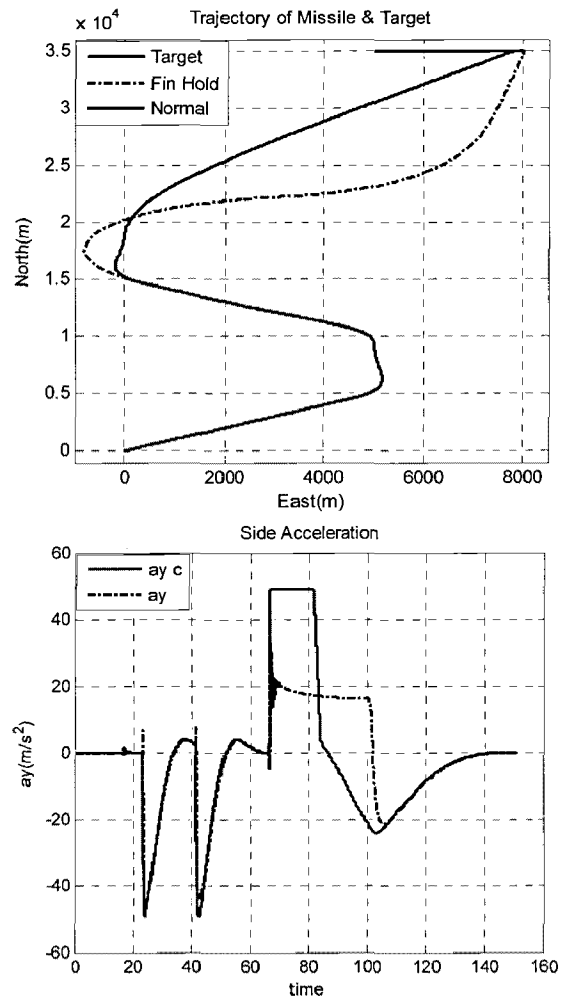


그림 11. 조종면 고장 시 시뮬레이션 결과.
Fig. 11. Simulation result of control surface failure.

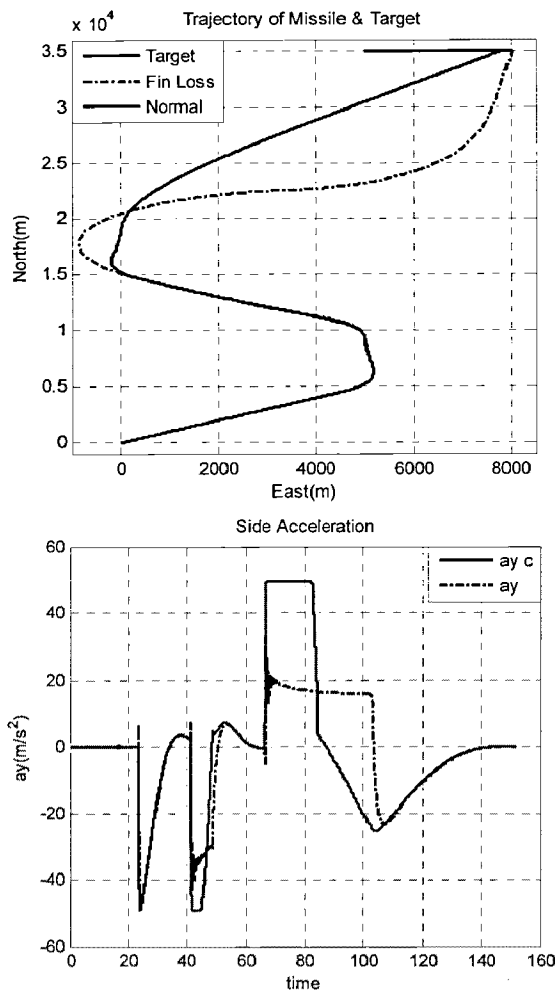


그림 12. 조종면 상실 시 시뮬레이션 결과.
Fig. 12. Simulation result of control surface loss.

의 없으므로 생략한다.

그림 11, 12는 각각 조종면 고장과 조종면 상실 발생시 결과로써 그림에서 보듯이 정상상태와 비교하여 응답 특성이 나쁜 것을 확인 할 수 있다. 이는 조종면 포화로 인한 제어 입력을 추종하지 못함으로써 발생하는 것으로 조종면 고장 및 상실로 인해 조종력이 줄어드는 것은 물리적인 현상으로 제어기로 회복할 수 있는 부분이 아니다. 뿐만 아니라 조종면 고장 및 상실로 인해 공기력의 비대칭으로 인한 부분을 바로 잡기 위해 조종력의 여유가 더 줄어든 것으로 판단된다.

그림 13은 날개 상실 시 결과로써 그림에서 보듯이 정상상태와 비교하여 응답 특성이 나쁜 것을 확인 할 수 있다. 이는 날개 상실의 경우 모델 불확실성이 매우 크며, 공기력의 비대칭이 커지기 때문에 급격한 기동을 할 경우 자세 안정을 위한 조종면의 여유가 없어 발산하는 것으로 판단된다.

그림 14는 그림 13과 같은 날개 상실의 조건에 고장발생시 기동 입력을 50%로 제한하여 수행한 결과이다. 이는 그림 13에서 확인 하였듯이 날개 상실의 경우 시스템이 발산하기 때문에 발산하지 않고 원하는 목표를 향해 기동 할 수 있는 가속도 입력 범위를 찾아 수행한 결과다. 그 결과 정상상태와 유사한 경로로 비행함을 확인 할 수 있다. 이는 날개 상실의 경우 공력 모델의 축 비대칭으로 인한 기동을 잡기 위

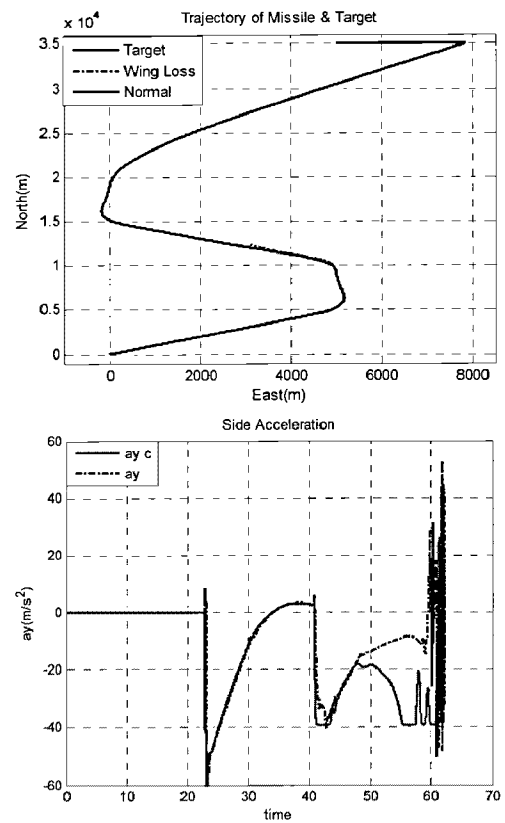


그림 13. 날개 상실 시 시뮬레이션 결과.
Fig. 13. Simulation result of control wing loss.

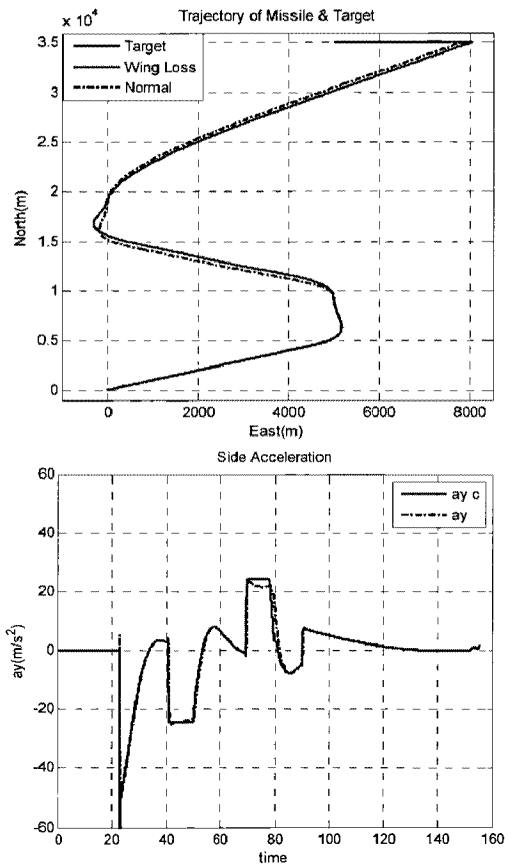


그림 14. 날개 상실 시 시뮬레이션 결과 (2.5g).
Fig. 14. Simulation result of control wing loss (2.5g).

해 조종력이 소모 되는 점에서는 앞의 고장 상황과 유사하지만 급격한 기동을 하지 않아 비대칭성에 의한 영향을 줄였기 때문에 조종력에 여유가 생겼고, 조종면 고장과 달리 조종면이 대칭으로 작동하기 때문에 유도 법칙에서 생성되는 유도 명령을 충실히 따라가는 것으로 판단된다.

VI. 결론

본 논문은 신경회로망을 이용하여 대상 미사일의 적응 제어를 설계하였으며, 조종입력에 대한 가속도의 전달함수가 Non-minimum Phase인 특성을 피하기 위하여 신경회로망을 이용한 내부루프와 PI제어를 이용하여 외부루프로 나누어 제어를 구성하였다. 내부루프 제어기 설계 시 DMI에 사용된 Dynamics는 하나의 트림점(Mach 0.93)에서의 값을 사용하였으며, 제어 개인은 체계적으로 계산하여 적용하였다.

설계된 제어기의 성능 분석을 위하여 동압이 다른 트림 포인트에서 시뮬레이션을 수행하여 성능을 분석하였으며, 그 결과 신경회로망을 직접 적용한 내부루프는 완벽하게 제어되었으며, 이로 인해 외부루프의 성능도 향상됨을 확인하였다.

외란 및 불확실 모델에 대한 실시간 적응제어의 성능을 평가하기 위하여 대상 미사일의 조종면 고장, 조종면 상실, 날개 상실이라는 3가지 고장상황을 설정하였다.

유도명령 알고리즘은 발사 후 순항고도에 도달하고 수평 비행을 하는 시나리오를 통해 수행하였으며, 구성된 6DOF비선형 시뮬레이션 프로그램을 통하여 각 고장 상황에 대한 적응제어기의 성능을 분석하였다.

분석결과 조종면 고장 및 상실에 경우 고장 상황 발생시 조종면 포화가 발생하여 기동가능 범위가 좁아지지만 발산하지 않고 목표물을 격추하였다. 하지만 날개 상실 시 공력 비대칭이 커져 급격한 기동을 할 경우 롤 운동을 제어할 수 있는 조종력이 없기 때문이며 발산하였다. 따라서 날개 상실 시 기동 가능 범위를 줄이는 방법으로 발산하지 않고 제어가 가능함을 확인 할 수 있었다.

참고문헌

[1] B. S. Kim and A. J. Calise, "Nonlinear flight control using neural networks," *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*,

vol. 20, no. 1, 1997.

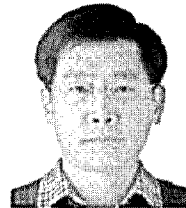
- [2] A. J. Calise and Manu Sharma, "An adaptive autopilot design for guided munitions," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Aug. 1998.
- [3] Manu Sharma and A. J. Calise, "Application of an adaptive autopilot design to a family of guided munitions," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Aug. 2000.
- [4] R. Sattigeri, A. Calise, and N. W. Kim, "6-DOF nonlinear simulation of vision-based formation flight," *Proceedings of the 2005 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, San Francisco, California. 2005.
- [5] 성재민, 김병수, 한광호, 탁민재, 상대규, "신경회로망을 이용한 미사일 초기 발사 유도 제어," 2007년 한국항공우주학회 추계학술발표회, 제주 라마다프라자호텔, 2007.
- [6] M. B. McFarland and A. J. Calise, "Multilyer neural networks and adaptive nonlinear control of agile anti-air missiles," *Proceedings of the 1997 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, New orleans, LA. 1997.

성재민



2006년 경상대 기계항공공학부 졸업. 2006년~현재 동 대학원 석박사통합과정 수료. 관심분야는 비행제어컴퓨터, 무인기 유도항법제어, 무인기 비행시험.

김병수



1982년 서울대 항공공학과 졸업. 1984년 동 대학원 졸업(석사). 1994년 Georgia Institute of Technology 졸업(공학박사). 1994년~2000년 국방과학연구소 선임연구원. 2000년~현재 경상대학교 교수. 관심분야는 유인/무인 비행체 비행제어

시스템 설계, 신경회로망 기반 적응제어 알고리즘 개발.