

論文

신경회로망을 이용한 재형상 비행제어법칙 설계

김부민*, 김병수**, 김응태***, 박무혁***

Design of Reconfigurable Flight Control Law Using Neural Networks

Boo Min Kim*, Byoung Soo Kim**, Eung Tai Kim*** and Mu Hyuk Park***

ABSTRACT

When control surface failure occurs, it is conventional to correct a current control or to transform to other control. In this paper, instead of adopting a conventional way, a reconfiguration method which compensate the failure with alternative control surface deflection, depending on the level of failure, by using neural network and PCH(Pseudo-Control Hedging). The Controller is designed of inner-loop(SCAS : Stability Command Augmentation System) with DMI(Dynamic Model Inversion) and outer-loop with Y axis acceleration feedback for a coordinate turn. Additionally, double PCH method was adopted to prevent actuator saturation and input command was generated to compensate for failure. At the end, The feasibility of the method is validated with randomly selected failure scenarios.

초 록

항공기 비행 시, 조종면에 고장이 발생하였을 때 이를 검출하여 제어를 수정하거나 다른 제어기로 전환하는 방식을 주로 사용한다. 본 논문은 작동기에 고장 발생시 임의의 고장검출 알고리즘을 사용하여 고장을 검출하여, 제어를 수정/전환하는 방식을 사용하지 않고, 신경회로망과 PCH(Pseudo-Control Hedging) 기법을 이용하여, 발생된 고장정도에 따라 제어기 스스로 판단하여 대체 조종면으로 보상해 주는 재형상 비행제어법칙을 제시한다. 제어시스템은 DMI(Dynamic Model Inversion) 기법을 적용한 내부루프(SCAS : Stability Command Augmentation System)와 Coordinate Turn을 위한 Y축 가속도 피드백 외부루프로 구성한다. 특히 고장 보상을 위해 작동기 포화를 방지하는 PCH 기법을 이중으로 적용하였다. 끝으로 몇 가지 고장상황에 따른 시뮬레이션을 통해 그 가능성을 검증하였다.

Key Words : Neural Networks(신경회로망), Reconfigurable(재형상), PCH(의사제어)

기 호

ϕ, θ, ψ = Euler Angle
 K^p, K^d = 비례, 미분 게인

p, q, r = 동체축 각속도
 p_c, q_c, r_c = 동체축 각속도 명령
 u, v, w = 동체축 속도
 u_ϕ, u_θ, u_ψ = 의사제어 변수
 u_{ad} = 적응제어 신호
 $\hat{\omega}$ = 가중치
 $\delta_E, \delta_A, \delta_R$ = 엘리베이터, 에일러론, 러더
 F_{ya} = 공기력에 의한 Y축 방향 힘
 F_{yg} = 중력에 의한 Y축 방향 힘

† 2006년 4월 24일 접수 ~ 2006년 6월 16일 심사완료
 * 정회원, 경상대학교 항공공학과
 ** 정회원, 경상대학교 기계항공공학부
 *** 정회원, 한국항공우주연구원
 연락처자, E-mail : bskim@gsnu.ac.kr
 경남 진주시 가좌동 900번지

I. 서 론

급격히 변화하는 비행환경이나 고장 발생 시, 항공기가 최적의 조건으로 정상 비행이 가능하도록 하는 비행제어시스템의 관심이 집중되고 있다. 이를 위해 비행제어시스템의 시스템 식별기법을 통합 적용하거나, 강건제어 이론, 신경회로망 이론, 적응제어 이론 등 최신 제어이론을 이용하여 비행제어시스템을 개선하고자 하는 연구를 활발히 수행하고 있다. 그 중 신경회로망 기반의 적응제어기법은 제어법칙 재설계를 위한 시스템 추정이 불필요하며 대신에 결합상태에 대응해 적응하는 기법으로 고장/결함 시에도 적절한 수준의 비행성을 유지할 수 있는 특성을 가지고 있다.

본 논문에서는 에일러론에 고장 발생 시 신경회로망을 이용한 재형상 제어 방안을 제시한다. 제어기의 구성은 각운동 모션에 대한 DMI (Dynamic Model Inversion) 기법을 적용한 내부루프(SCAS : Stability Command Augmentation System)와 Coordinate Turn을 위한 외부루프로 구성한다. 역변환 오차와 작동기 고장에 의한 오차를 보정하기 위해 신경회로망과 PCH (Pseudo-Control Hedging) 이론을 도입하여 고장 발생 시에도 성능저하를 최소화한다.

II. 본 론

2.1 신경회로망을 이용한 제어법칙 설계

2.1.1 DMI 기법을 이용한 SCAS설계

DMI기법을 이용하여 SCAS를 설계한다. 비선형 운동방정식에서 상태변수는, $x = [\phi, \theta, \psi]^T$ 이고, 입력 변수는, $\delta = [\delta_E, \delta_A, \delta_R]^T$ 이다. 오일러각 ϕ, θ, ψ 의 2차 미분을 의사제어 변수(Pseudo-Control Variable)로 치환하면, 다음과 같다.

$$\ddot{\phi} = u_\phi, \quad \ddot{\theta} = u_\theta, \quad \ddot{\psi} = u_\psi \quad (1)$$

$\ddot{\phi}, \ddot{\theta}, \ddot{\psi}$ 는 p, q, r 과 $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ 의 운동역학적 관계식을 미분함으로써 $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$ 과 관계된다. 식 (2)는 무인항공기의 동특성을 임의의 정상상태에서 근사화된 선형모델로 역변환 한 식으로 $\dot{p}_c, \dot{q}_c, \dot{r}_c$ 은 앞에서 언급한 관계에 의해 u_ϕ, u_θ, u_ψ 로 표현된다.

$$\begin{bmatrix} \Delta \delta_E \\ \Delta \delta_A \\ \Delta \delta_R \end{bmatrix} = \hat{B}^{-1} \left(\begin{bmatrix} \dot{p}_c \\ \dot{q}_c \\ \dot{r}_c \end{bmatrix} - \hat{A} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta v \\ p \\ q \\ r \end{bmatrix} \right) \quad (2)$$

여기서 \hat{A} 와 \hat{B} 는 관성모멘트와 안정 및 조종미계수들로 구성된다. u, v, w 는 동체축 속도 성분이며, p, q, r 은 동체 피치, 롤, 요우 각속도 이다. 비례-미분제어기를 이용하여 식(3)과 같이 각 자세 각 반응을 형성토록 한다[참고문헌 5].

$$\begin{aligned} u_\phi &= K_\phi^p (\phi_c - \phi) + K_\phi^d (\dot{\phi}_c - \dot{\phi}) \\ u_\theta &= K_\theta^p (\theta_c - \theta) + K_\theta^d (\dot{\theta}_c - \dot{\theta}) \\ u_\psi &= K_\psi^p (\psi_c - \psi) + K_\psi^d (\dot{\psi}_c - \dot{\psi}) \end{aligned} \quad (3)$$

2.1.2 조종성 증대 이론

SCAS의 입력은 보통 ϕ, θ, ψ 로 구성한다. 여기서 사용한 조종성 증대 이론은 Coordinate Turn을 위해 a_{y_c} 로부터 R_c 를 얻고, R_c 와 오일러 각 미분값의 관계에 의해 $\dot{\psi}_c$ 명령을 유도해낸다.

항공기 동체 Y축 방향 힘의 운동방정식을 식 (4)와 같이 표현한다.

$$F_{ya} + F_{yg} = m(\dot{V} + UR - WP) \quad (4)$$

여기서 F_{ya} 는 공기력에 의한 힘이고 이는 $a_y = \frac{F_{ya}}{mg_0}$ 로 표현된다. F_{yg} 는 중력에 의한 힘으로 $F_{yg} = mg \sin \phi \cos \theta$ 로 표현한다. 식 (4)는 다시 식 (5)로 표현된다.

$$a_y = \frac{U}{g_0} R + \left(\frac{\dot{V} - WP - g \sin \phi \cos \theta}{g_0} \right) \quad (5)$$

a_y 가 주어진 입력 명령 a_{y_c} 를 따라가기 위해 P(Proportional)와 I(Integral) 제어 법칙을 사용하여 식 (6)과 같이 정의한다.

$$a_y = \sigma_2$$

$$\sigma_2 = K_3 (a_{y_c} - a_y) + K_4 \int_c^t (a_{y_c} - a_y) d\tau \quad (6)$$

식 (6)을 식 (5)에 대입하여 R에 관해 정리하면 식(7)과 같다.

$$\begin{aligned} R_c = & -K_3 \frac{g_0}{U} (a_{y_c} - a_y) + K_4 \frac{g_0}{U} \int_0^t (a_{y_c} - a_y) d\tau \\ & - \frac{1}{U} (\dot{V} - WP - g \sin \phi \cos \theta) \end{aligned} \quad (7)$$

식 (7)에서 \dot{V} 은 실제 센서를 통해서 측정된 값을 사용하기에는 정확도가 떨어지는 문제가 있다. 여기서는 \dot{V} 에 대한 항을 생략하고 이에 따라 외부루프의 안정성을 평가한다.

$$R_c = -K_3 \frac{g_0}{U} a_y - K_4 \frac{g_0}{U} \int_0^t a_y d\tau + \frac{1}{U} (WP + g \sin \phi \cos \theta) \quad (8)$$

여기서 정상 선회 시 $a_{yc} = 0$ 이다.

K_3 와 K_4 의 값은 다음과 같이 유도하여 얻는다.

그림 1에서 왼쪽의 $\frac{1}{U}(-WP - g \sin \phi \cos \theta)$ 식과 오른쪽의 $\frac{1}{g_0}(\dot{V} - WP - g \sin \phi \cos \theta)$ 식이 서로 소거되지 않고 \dot{V} 이 남게 된다.

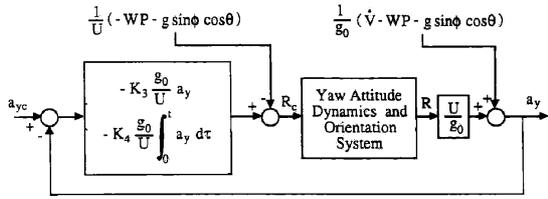


그림 1. Command Augmentation Logic

이때 $R_c = R$ 로 근사화 된다고 가정한다. 이는 내부루프와 외부루프의 시간반응을 분리하는 Two-time Scale Separation 기법을 적용하면 증명 가능하다. 식 (5)와 식 (8)은 앞의 가정에 의해 연계될 수 있고 연계된 식을 Laplace 변환하면 식 (9)와 같다.

$$a_y(s) - \frac{sV(s)}{g_0} = K_3 [a_{yc}(s) - a_y(s)] + \frac{K_4 [a_{yc}(s) - a_y(s)]}{s} \quad (9)$$

여기서

$$a_y = \frac{\bar{q} S C_{y\beta} \beta}{mg_0}, \quad \beta = \frac{V}{V_T} \quad V_T : \text{공기 속도} \quad (10)$$

식 (10)의 2개 식을 연계하여 V 에 관한 식으로 정리하고 식 (9)에 대입하여 V 항을 소거하면 식 (11)과 같다.

$$(K_3 + \frac{K_4}{s}) a_{yc}(s) = (1 + K_3 + \frac{K_4}{s}) a_y(s) + \tau_y s a_y(s) \quad (11)$$

여기서 $\tau_y = \frac{2m}{\rho V_T S C_{y\beta}}$ 이다. 식 (11)에서 $\frac{a_y(s)}{a_{yc}(s)}$ 의 전달함수를 구하면 식 (12)와 같다.

$$\frac{a_y(s)}{a_{yc}(s)} = \frac{(K_3 s + K_4)}{[s(1 + \tau_y s) + K_3 s + K_4]} \quad (12)$$

만약 $K_3/K_4 = \tau_y$ 라 하면 식(12)은 식(13)과 같이 간단한 1계 시스템으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{a_y(s)}{a_{yc}(s)} = \frac{K_4}{s + K_4} \quad (13)$$

그러므로 K_4 는 시스템의 1% 정상상태의 오차까지의 수렴 시간 $t_{s0} = 4.6/K_4$ 와 관계하고 K_3 는 $K_3 = \tau_y K_4$ 에 의해 그 값을 얻을 수 있다[참고문헌 1].

2.1.3 신경회로망 설계

식 (2)는 선형화된 모델을 기준으로 한 역변환 모델이다. 제어기 설계를 간편하게 하기 위해, 대상 항공기의 수학적 모델에서 상태변수 관련 선형 행렬을 모른다고 가정하고, 단지 조종입력 관련 선형 행렬에 대한 정보만을 가지고 모델 역변환 시키고, 실제 모델과 역변환 모델간의 오차 보상을 위해 적응제어기로 신경회로망을 추가하였다. 적응제어 시그널로 선택된 인공회로망은, 조절되는 매개변수가 선형적으로 나타나는 기저함수 신경회로망(Basis Function Neural Network)이며, 이때 기저함수 β_{ij} 는 SPN(Sigma-Pi Network)을 사용하였고 종축에서는 u, w, q 와 자세각 θ 의 함수이며 횡-방향축에서는 v, p, r 과 자세각 ϕ, ψ 의 함수이다. 각 채널당 가중치 수는 21개이다. 이는 원형함수를 가장 효율적으로 구현하는 것으로 반복수행을 통해 선택된 것이며, 현재까지 이를 위한 객관적인 기준은 없다. 네트워크 각 채널의 적응법칙은 다음과 같다.

$$u_{ad_i} = \hat{w}_i^T \beta_i(x, \dot{x}, u) \quad (14)$$

$$\dot{\hat{w}}_i = -\gamma_i s_i \beta_i(x, \dot{x}, u) \quad (15)$$

여기서 s 는 아래 식과 같다.

$$s_i = e_i^T P_i b \quad (16)$$

2.2 DMI에 사용된 모델

본 제어기에 사용된 항공기 모델은 한국항공우주연구원에서 제공한 SAT-II 모델로, 날개면적 8.96 ft^2 , MAC(Mean Aerodynamic Chord) 1 ft , 날개길이 9.68 ft , 총 무게 44.09 lb 인 무인항공기이다. 이 모델을 이용하여, 3가지 방법으로 역변환 모델을 각각 구성해 보았다. 첫 번째, 앞에서

언급하였듯이 상태변수 관련 선형행렬 A를 모두 '0'으로 처리하고 입력변수 관련 선형행렬 B만으로 DMI를 구성, 두 번째, SCAS가 항공기의 비행 속도에 민감함으로 항공기의 $C_{m\delta E}$, $C_{l\delta A}$, $C_{n\delta R}$ 은 DATCOM을 이용하여, I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} , I_{xz} 는 실제 측정값으로써 비교적 정확한 값을 알 수 있고, 센서를 통해 비행 속도와 고도를 알 수 있다고 가정하면 선형값을 가진 DMI의 B 행렬 각 요소를 식 (17)과 같이 속도와 고도의 함수로 실시간으로 계산, 세 번째, 시뮬레이션에 사용한 초기값은 트림값을 그대로 사용하고 두 번째 방식에서 고도, 속도에 임의의 Nominal 값을 고정하는 방식으로, 즉 모델과 제어기의 초기값을 다르게 구성해 보았다.

$$M_{\delta E} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c} C_{m\delta E}}{I_{yy}}$$

$$L_{\delta A} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 S b C_{l\delta A}}{I_{xx}} \quad (17)$$

$$N_{\delta R} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 S b C_{n\delta R}}{I_{zz}}$$

다음 그림은 구성된 DMI의 성능을 보인다.

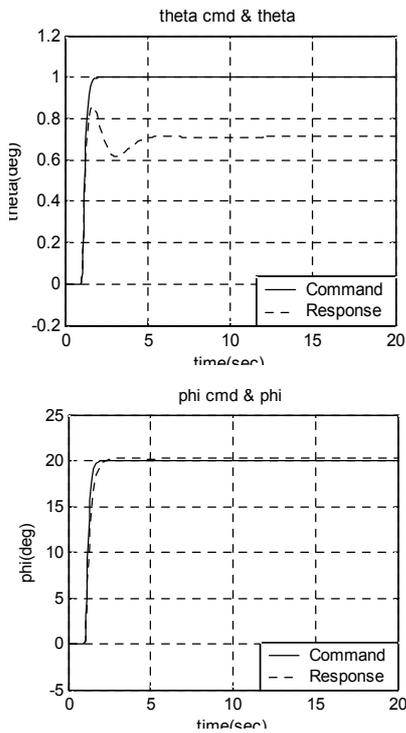


그림 2. DMI 구성①

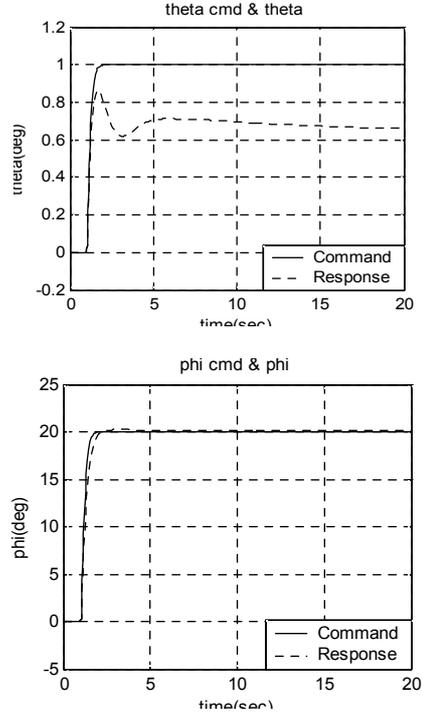


그림 3. DMI 구성②

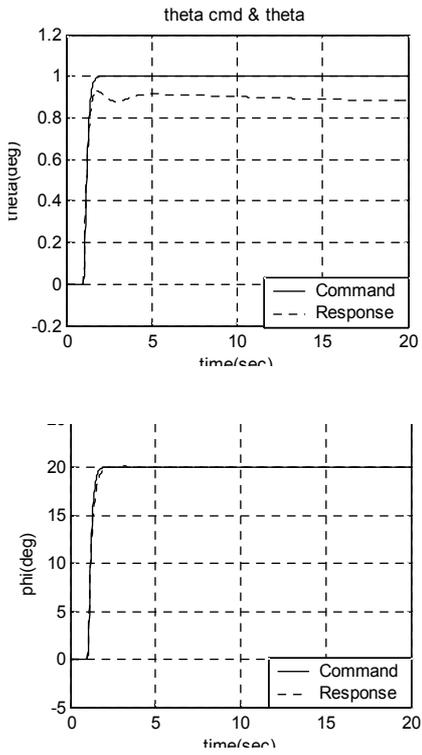


그림 4. DMI 구성③

θ 는 1 deg의 입력명령을 주었고 ϕ 는 20 deg의 입력명령을 주어 시뮬레이션 하였다. 그림 4에서 밀도(ρ)는 해면고도, 속도(V) 60 ft/s의 값을 주었다. 이 후의 제어기는 식(17)에서 밀도(ρ)와 속도(V)를 실시간으로 업데이트하지 않고 임의의 Nominal 값(고정된 값)을 넣는 세 번째 방법을 선택하였다.

2.3 PCH(Pseudo Control Hedging) 설계

2.3.1 PCH 이론 전개

PCH 신호는 과도하게 제어하는 작동기 명령을 반대방향으로 감해줌으로써, 과도한 명령이 제거되어, 입력이 포화되거나 지연될 경우 시스템이 불안정한 조건으로 진입되는 것을 막는 것이다. 다시 말하면, PCH는 항공기의 작동기가 포화 되어있거나 작동기 동적 특성으로 인한 불안정성 발생 시 적절한 역변환을 가능하게 한다. DMI를 포함하고 있는 PCH구조를 그림 5에 나타내었다.

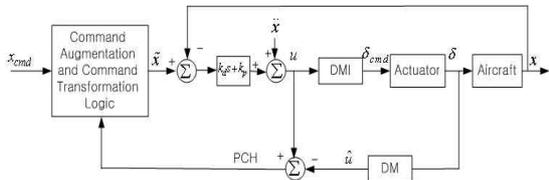


그림 5. DMI Based CAS with PCH Compensation

앞에서 소개된 DMI를 다시 고려하자.

$$\delta_{cmd} = f^{-1}(x, \dot{x}, u)$$

여기서 u 는 의사제어 입력이며, 또한 이 의사제어 입력은 δ_{cmd} 에 의해서 근사화되어 결정되며 얻고자하는 \ddot{x} 를 의미한다. 이러한 과정을 보아 DMI 기법이 작동기 모델의 고려없이 설계되었다는 것을 알 수 있다. 즉, 작동기의 동적특성 및 제한 때문에 명령입력과 실제 제어입력 사이의 값이 정확히 일치할 수 없다는 문제점이 발생한다.

그림 5에서 볼 수 있듯이 DMI를 거쳐 나온 신호 $\delta_{cmd} = f^{-1}(x, \dot{x}, u)$ 가 작동기를 지나 δ 로 바뀌게 되고 이 신호를 다시 역으로 계산하여 $\hat{u} = f(x, \dot{x}, \delta)$ 를 얻는다. 그러므로 최종 PCH 신호는 다음 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$PCH = f(x, \dot{x}, \delta_{cmd}) - f(x, \dot{x}, \delta) = u - \hat{u} \quad (18)$$

2.3.2 PCH 추가 전후 시뮬레이션 결과

다음은 작동기 고장에 대한 시뮬레이션 결과

이다. 사용된 동역학적 모델은 한국항공우주연구원에서 제공한 SAT-II UAV 모델이다.

▶ 시뮬레이션 조건 : 시뮬레이션 5초 후 θ 는 3 deg, ϕ 는 20 deg 명령 입력, 명령입력 직후 에일러론 오른쪽이 15 deg로 고정되는 고장 발생.

그림 6에서는 PCH가 없을 경우 θ 의 경우 과잉응답 특성을 보이고 있다. 그러나 그림 7에서 알 수 있듯이 PCH 적용 후 시스템 성능이 향상

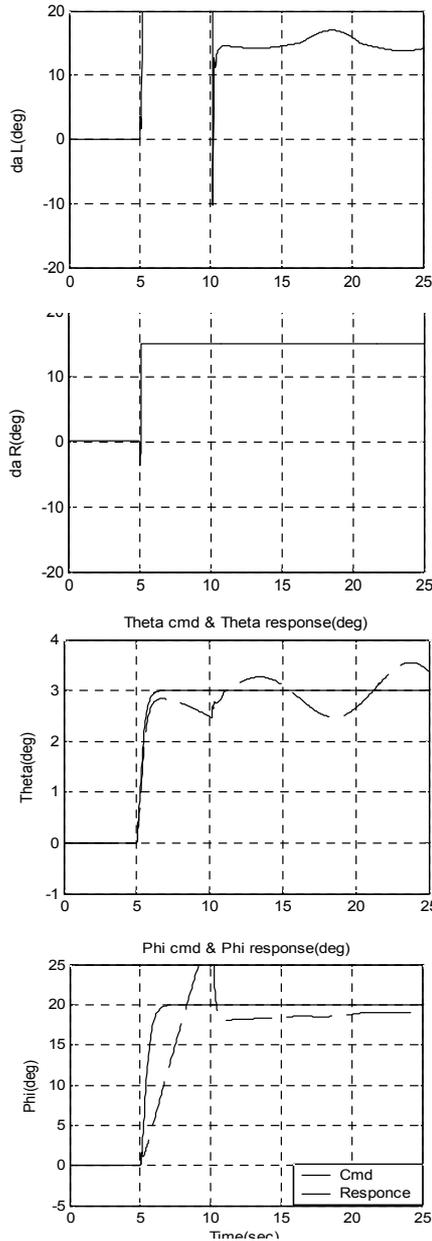


그림 6. Simulation without PCH

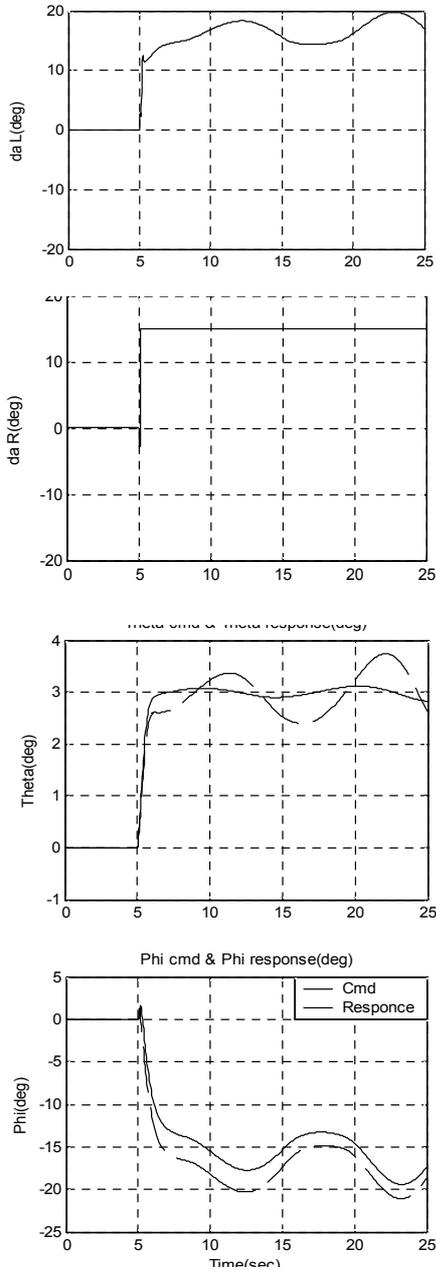


그림 7. Simulation with PCH

되지 않고, 오히려 명령방향과 반대방향으로 작동하는 모습을 보이고 있다. 이러한 현상이 생성되는 원인은, PCH의 특성상, 고장 발생 시 $u - \hat{u}$ 의 값이 없어지지 않고 계속 존재하여 입력명령에 영향을 주기 때문이다. 즉 PCH만으로는 고장보상이 이루어지기 어렵다. 이에 이중 PCH 이론을 제시한다.

2.4 이중 구조 PCH 설계

이중 PCH의 개념은 단일 PCH와 크게 다르지 않다. 단지 첫 번째 PCH 신호를 다른 조종면 DMI의 입력 명령으로 사용하고, 여기서 발생한 작동기 오차를 두 번째 PCH에서 보상을 한다. 이러한 개념을 이용해서 본 논문에서는, 첫 번째 신호에서 고장으로 인해 발생한 오차를 대체 조종면에서 고장 크기에 따른 동등한 보상을 하고 대체 조종면의 작동기 오차를 두 번째 PCH에서 보상해준다.

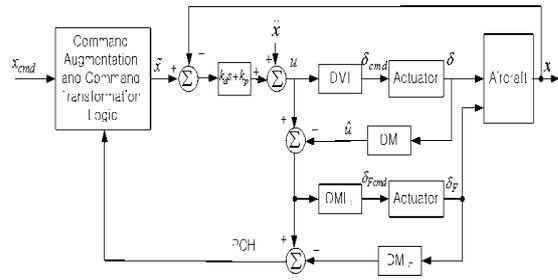


그림 8. DMI Based CAS with Double PCH Compensation

그림 8은 이중 구조 PCH를, 블록선도를 이용하여, 간략하게 표현한 것이다. 앞의 PCH 신호인 $u - \hat{u}$ 를 플랩에 관한 DMI블록의 입력으로 사용하였고 플랩 DMI 블록의 출력은 작동기를 지나 δ_f (플랩 변위)가 되고 이를 다시 역으로 계산하여 얻은 값과 앞의 PCH 신호($u - \hat{u}$)와의 차이가 최종 PCH 신호가 된다[참고문헌 2].

2.5 고장발생 시나리오 및 시뮬레이션 결과

본 절에서는 완성된 재형상 비행제어법칙을 3가지 시나리오에 따른 시뮬레이션을 통해 비행제어법칙의 성능을 검증한다.

그림 9는 작동기가 아래의 초기 조건에서 모든 조종면이 정상적으로 작동될 경우 입력 명령 ϕ 20 deg 에 대한 시스템 응답이다.

- ▶ 작동기 초기 조건 : $\delta_E, \delta_A, \delta_R, \delta_F$ 의 각속도 제한 ± 60 deg, 변위 제한 ± 20 deg
- 입력 명령 : 시뮬레이션 5초 후 ϕ 20 deg

시나리오 ①

수평비행 5초 후 ϕ 명령 20 deg 입력, 명령 입력 직후 에일러론 오른쪽이 15 deg로 고정되는 고장 발생.

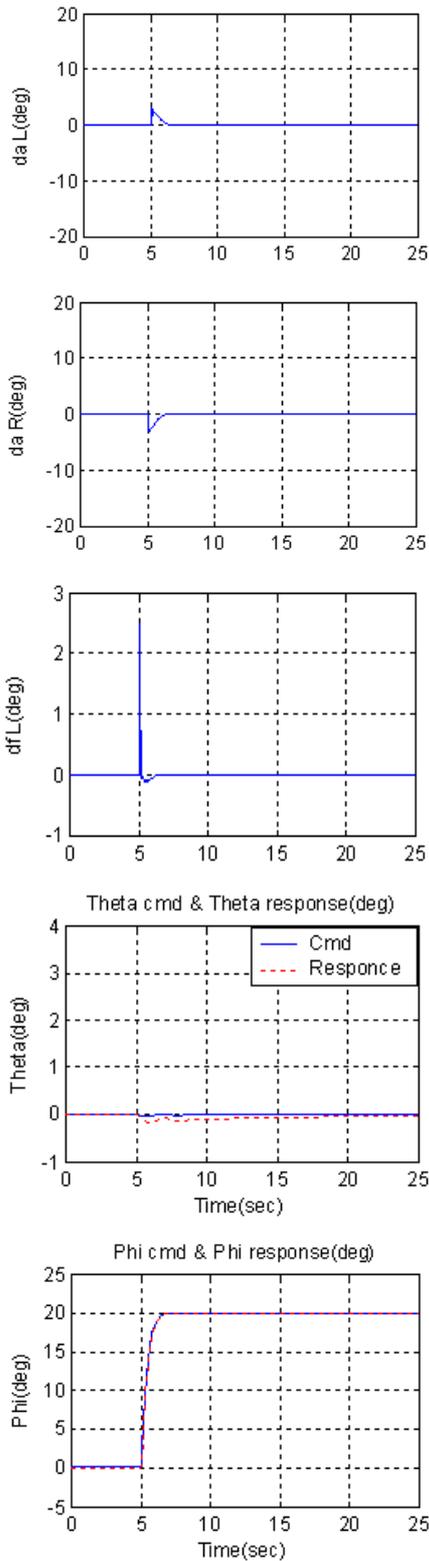


그림 9. 에일러론 정상작동

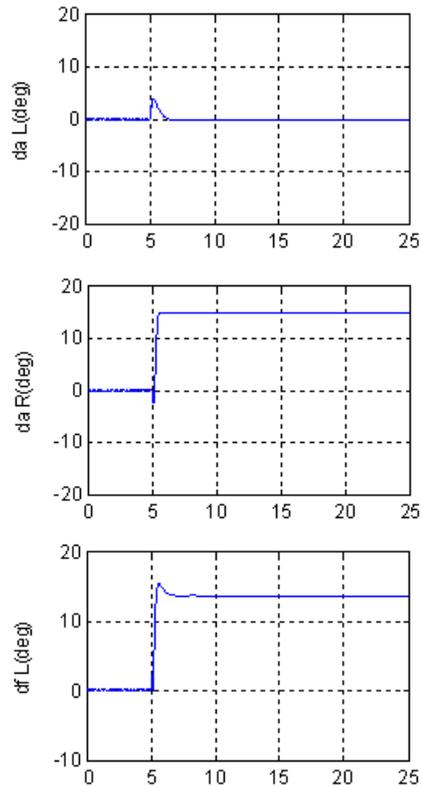
시나리오 ②

수평비행 5초 후 ϕ 명령 20 deg 입력, 다시 5초 후 오른쪽 에일러론 15 deg로 고정되는 고장 발생, 다시 5초 후 ϕ 명령 -20 deg 입력.

시나리오 ③

수평비행 1초 후 오른쪽 에일러론 20 deg 될 때까지 1초당 4deg 씩 증가하는 고장 발생(Run away), 4초 후 ϕ 명령 -20 deg 입력, 10초 후 ϕ 명령 20 deg 입력.

시뮬레이션 결과에서 알 수 있듯이 PCH가 하나만 존재할 경우에는 ϕ 명령을 역으로 감소시키는 잘못된 시스템 응답특성을 가진다. 그러나 이중 PCH 구조에서는 시나리오 ①, ②, ③의 시뮬레이션 결과에서 보듯이 설계된 재형상 제어기는 에일러론에 고장 발생 시 이를 1차 PCH에서 작동기 오차로 인식하여 그 영향을 플랩에서 실시간 보상해주고 추가되는 입력명령에 대해 플랩의 작동기 포화가 있을 경우 2차 PCH에서 입력명령을 감해줌으로 해서 시스템이 불안정한 상태로 빠지는 것을 막는 특징을 보이고 있다. 즉 고장 발생시에도 시스템응답의 성능 저하가 최소화됨을 알 수 있다.



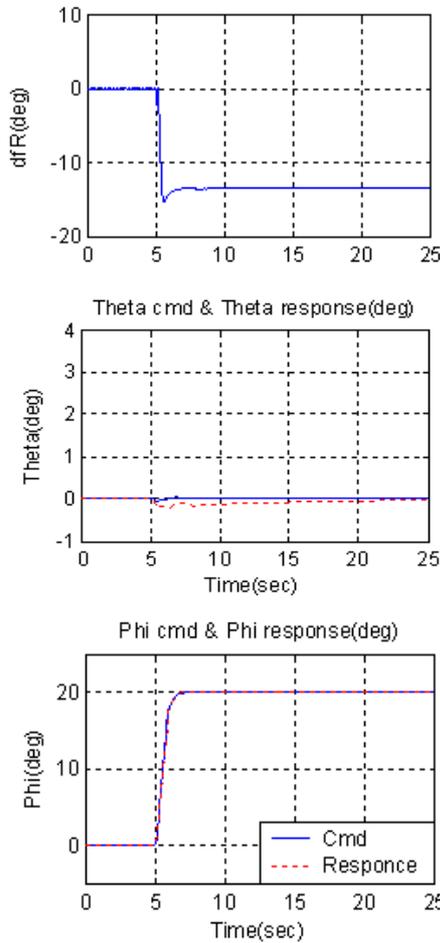


그림 10. 시나리오 ① 시뮬레이션 결과

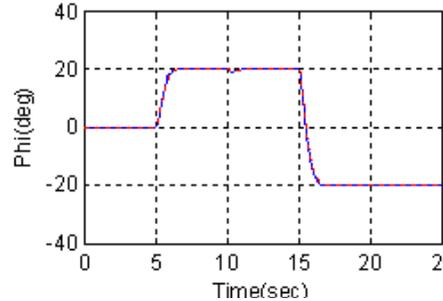
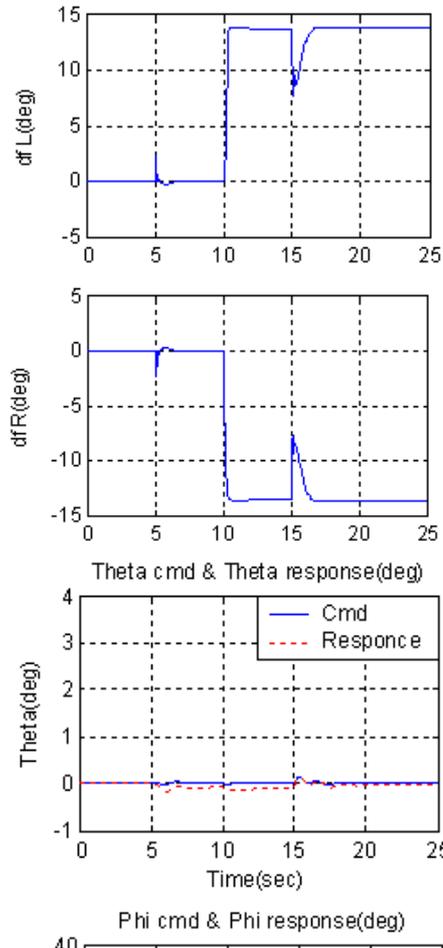
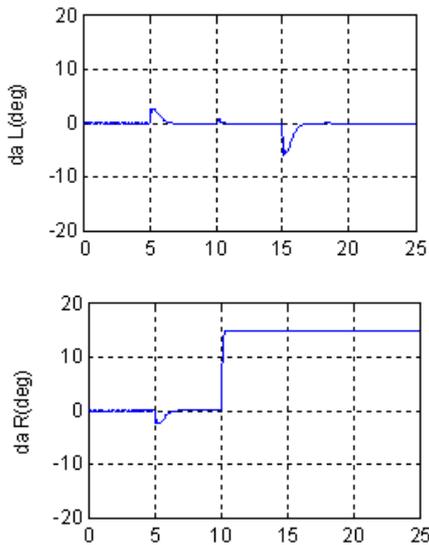
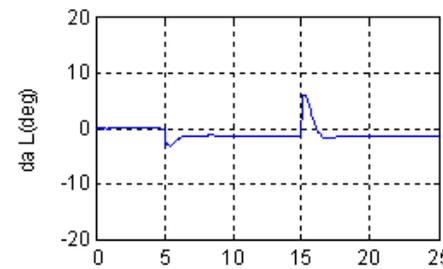


그림 11. 시나리오 ② 시뮬레이션 결과



III. 결 론

본 연구에서는 고장 발생 시 재형상 비행제어 법칙 설계를 위해, SCAS는 각운동 모션에 대한 DMI(Dynamic Model Inversion)기법을 적용한 내부루프와 Coordinate Turn을 위한 외부루프(조종성 증대 시스템)로 구성하였다. SCAS 입력명령은 Φ , Θ , α_y 로 하였다. 그리고 역변환 오차와 작동기 고장에 대한 보상을 위해 신경회로망과 PCH를 설계하였다. 그러나 신경회로망과 PCH만으로는 고장에 대한 보상이 이루어지지 않고, 작동기의 고장에 의해 발생한 PCH 신호가 입력명령을 바꾸는 역효과를 가져왔다. 이에 PCH 개념을 응용한 이중 PCH를 설계하여 작동기 고장시에 발생하는 오차를 대체 조종면에서 보상하여(예를 들면, 에일러론의 경우 고장을 플랩에서 보상) 제어시스템이 불안정해지는 것을 막고, 고장 시에도 명령 추종이 가능한 제어를 설계하였다.

최종적으로 이렇게 설계된 비행제어법칙을 에일러론에 대한 3가지 고장 시나리오에 따라 시뮬레이션하였다. 그 결과 에일러론에 고장 발생 시 이를 1차 PCH를 통해 플랩에서 실시간 보상하고 플랩에서 작동기 포화가 발생할 경우 2차 PCH에서 입력명령을 감해줌으로 시스템이 불안정한 상태로 진입하지 못하게 막았다. 다시 말해, 본 논문에서 제시한 재형상 비행제어법칙은 작동기의 고장 발생 정도나 시기에 상관없이 2차 조종면의 작용범위 내에서 주어진 입력명령을 추종할 수 있음을 보였다.

후 기

본 논문은 한국항공우주연구원, 항공기부품기술연구센터, NURI 사업단의 지원으로 수행된 연구 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) B. S. Kim and a. J. Calise, "Nonlinear Adaptive flight Control Using Neural Network." AIAA Journal of Guidance, Navigation and Control, Vol. 20. No. 1, 1997.
- 2) E. N.Johnson "Limited Authority Adaptive Flight Control" Georgia Institute of Technology November 2000.
- 3) Tao, G., S. M. Joshi, and X. Ma, "Adaptive State Feedback and Tracking Control of Systems with Actuator Failures", IEEE

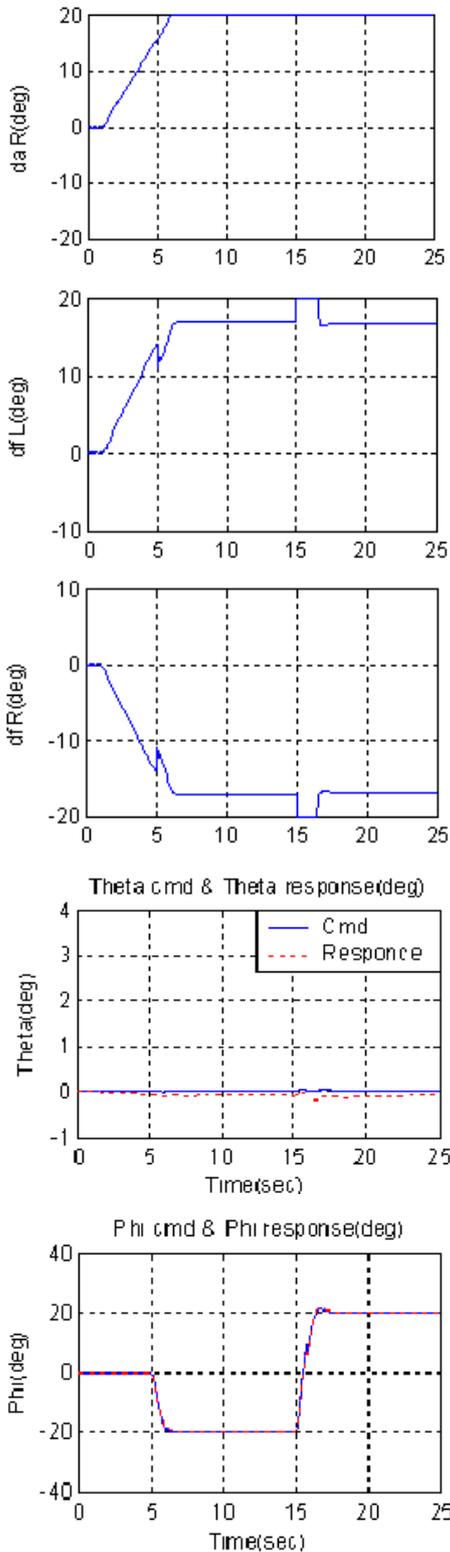


그림 12. 시나리오 ③ 시뮬레이션 결과

Transaction on Automatic Control, Vol. 46, No. 1, January 2001, pp. 78-95.

4) Shugao Chen, Gang Tao, and Suresh M. Joshi, "On Matching Conditions for Adaptive State Tracking Control of Systems With Actuator Failures", IEEE Transaction on

Automatic Control, Vol. 47, No. 3, March 2002, pp. 473-477.

5) 한광호, 김부민, 김병수, "신경회로망을 이용한 틸트로터 항공기 SCAS 설계", 제어자동화 시스템 공학 논문지, 제 11권, 제 2호, 2005. 3., pp. 233-239.