

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(2), 141-149(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.2.141

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 전익형 무인항공기의 복합손상을 고려한 적응형 신경망 제어기 설계 연구

김기준\*, 안종민\*\*, 김승균\*\*\*, 석진영\*\*\*\*

### Adaptive Neural Network Controller Design for a Blended-Wing UAV with Complex Damage

Kijoon Kim\*, Jongmin Ahn\*\*, Seungkeun Kim\*\*\* and Jinyoung Suk\*\*\*\*

Electronics and Telecommunications Research Institute\*

Agency for Defense and Development\*\*

Chungnam National University\*\*\*,\*\*\*\*

#### ABSTRACT

This paper presents a neural network controller design for complex damage to a blended wing Unmanned Aerial Vehicle(UAV): partial loss of main wing and vertical tail. Longitudinal/lateral axis instability and the change of flight dynamics is investigated via numerical simulation. Based on this, neural network based adaptive controller combined with two types of feedback linearization are designed in order to compensate for the complex damage. Performance of two kinds of dynamic inversion controllers is analyzed against complex damage. According to the structure of the dynamic inversion controller, the performance difference is confirmed in normal situation and under damaged situation. Numerical simulation verifies that the instability from the complex damage of the UAV can be stabilized via the proposed adaptive controller.

#### 초 록

본 논문에서는 전익형 무인항공기의 복합손상을 고려한 신경망 적응제어기 연구 결과를 기술하였다. 여기서 복합손상이란 무인항공기의 주익과 수직미익의 동시 손상을 의미한다. 시뮬레이션을 통하여 종/횡축 불안정성과 비행역학 특성을 확인하였다. 이를 바탕으로 두 가지 형태의 역변환 제어기 기반 적응형 신경망 제어기를 설계하였다. 또한 두 가지 역변환 제어기 구조에 따라 무인항공기의 복합 손상 시 제어 성능 분석을 수행하였다. 역변환 제어기 구조에 따라서 일반 상황과 손상 상황에서 성능 차이를 확인하였다. 최종적으로 무인기에 발생된 복합손상으로 인한 항공기의 불안정성은 적용된 제어기를 통하여 극복할 수 있음을 확인하였다.

† Received : March 7, 2017      Revised : October 16, 2017      Accepted : January 18, 2018

\*\*\*\* Corresponding author, E-mail : jsuk@cnu.ac.kr

**Key Words** : Blended-Wing UAV(전익형 무인기), Complex Damage(복합 손상), Neural Network Controller(신경망 제어기)

## 1. 서론

최근의 무인항공기는 임무범위를 넓히며 다양한 역할을 수행하고 있다. 국내 무인기는 군용 정찰용으로 시작하여 발전하였고, 현재는 민수용으로 범위를 넓혀 방송촬영이나 환경보호, 재난·방재, 농업, 물류 운송에까지 확대되고 있다[1].

무인항공기의 다양한 임무 중에서 전투임무의 경우 손실발생 가능성이 가장 높은 임무라고 할 수 있으며, 이러한 전투임무를 수행하는 무인항공기의 경우 임무 특성으로 인하여 낮은 피탐율을 갖기 위하여 전익형 형상을 갖는 경우가 많다. 이러한 전익형 형상의 항공기의 경우 전통적인 항공기 형상에 비하여 항공기 손상 시 많은 단점을 갖고 있다. 전통적인 형상의 항공기는 주익과 미익이 각각의 역할을 수행하며, 각 부분의 일부 손상 시 상호 보완이 가능한 반면 전익형 형상의 경우 동체와 연결된 복합형 동체에서 모든 역할을 담당한다. 따라서 손상 시 전통적인 형상에 비하여 많은 단점을 갖고 있다. 이는 다음 2장에서 다시 다루기로 한다.

최근 연구 현황을 살펴보면, 생존 확률을 높이기 위하여 재형상 제어기가 폭넓게 사용되고 있다[2,3]. MIT에서는 쿼드로터 무인기를 위한 MRAC(Model Reference Adaptive Control)를 설계하여 쿼드로터 프로펠러 지름의 약 25%를 비행 중 파손시키는 비행시험을 통하여 설계된 제어기의 성능을 입증하였다[4]. 또한 Georgia Tech에서는 항공기의 구조물과 작동기의 손상을 고려한 유도/제어 기법을 설계하여 비행시험을 수행하였다[5]. 충남대학교에서는 전익형 무인항공기의 우측 주익 손상을 고려한 제어기법을 설계하여 비행시험을 수행한바 있다[6]. 서울대학교에서는 주익이 손상된 항공기에 대하여 신경망 제어기를 설계하고 PCH를 적용한 시뮬레이션을 수행하였다[7].

본 논문은 전익형 무인항공기의 복합손상을 고려한 모델링을 수행하고, 신경망 제어기를 적용하여 복합손상을 극복할 수 있음을 확인하였다. 또한 두 가지 형태의 역변환 제어기를 사용하여 각 제어기의 구조별 성능을 확인하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 무인항공기 모델링을 다룬다. 전익형 항공기의 형태와 복합 손상을 고려한 수치 모델링을 수행하

였다. 3장에서는 제어기 설계를 수행하였다. 3.1장은 역변환 제어기 설계, 3.2장에서는 신경망 제어기 설계, 3.3장은 두 가지 역변환 제어기 구조에 대한 설명, 3.4장은 제어기에 사용된 변수들에 대한 내용을 담고 있다. 4장은 수치시뮬레이션 결과와 각 제어기별 결과에 대한 분석을 수행하였다. 마지막으로 5장은 결론으로 마무리 하였다.

## II. 무인항공기 모델링

본 논문에서 고려한 항공기의 형상은 다음 Fig. 1과 같다. 동체 날개 혼합형 구조를 갖고 있으며, 동체 중앙에 수직미익이 존재 한다. 전장 1.85 m, 주익길이(span) 2 m, 총 12 kg의 최대이륙중량을 고려하였다. 식 (1), (2)는 외형 손상이 발생될 때 항공기에 고려되는 힘 모멘트 방적식이다. 기존에 고려되지 않는  $\Delta$ 에 대한 항목이 추가된다. 본 무인항공기에 대한 기본적인 비행역학적 특성은 참고문헌[8]에 자세히 설명되어 있다. 그림에서 주익과 수직미익에 색이 다르게 표현된 부분은 본 연구에서 고려된 파손 부위이며, 주익 모멘트 면적기준 22%, 수직미익 25%이다.

$$F_B = m \frac{dv}{dt} + m \frac{d\omega}{dt} \times \Delta r + m\omega \times \frac{d\Delta r}{dt} - W \quad (1)$$

$$M_B = I \frac{d\omega}{dt} + m \Delta r \times \frac{dv}{dt} + \omega \times I\omega + m\omega \times (\Delta r \times v) \quad (2)$$

Table 1은 항공기 손상 시 고려되는 항목을 나타내었다. 항공기의 무게는 감소하고, 감소된 무게로 인하여 항공기의 무게중심과 관성모멘트 값이 변화된다. 관성모멘트의 경우 항공기가 대칭으로 되어 있기 때문에 고려되지 않던 값들을

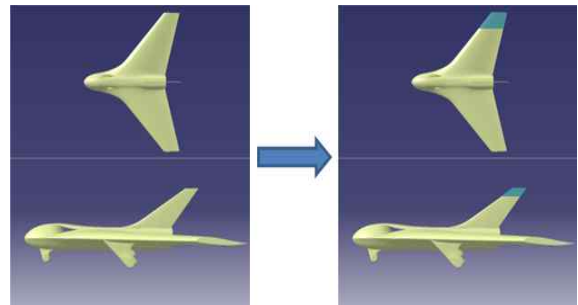


Fig. 1. Damage Configuration of the Blended Wing Body UAV

Table 1. Parameter Change due to Damage

Parameter	Contents of Change
Mass	$m' = m_0 + \Delta m$
C.G.	$r' = r_0 + \Delta r$
M.O.I.	$I_{xy}, I_{yz} \neq 0$
Aerodynamic coef.	$c'_{()} = c_{()} - \Delta c_{()}$

\*  $x'$  : Damaged;  $x_0$  : No Damage;  $\Delta x$  : Variation

새로 고려해야 한다. 공력계수의 경우 손상에 따라 많은 양이 변화 되며, 본 연구에서는 손상에 따른 공력계수를 풍동실험을 통하여 측정된 값을 사용하였다[8]. 이러한 전익형 항공기는 정상 상태에서 중축 안정성을 확보하기 위하여 역캠베 에어포일을 사용하는데, 이는 항공기 주익 파손 시 주익으로 인한 횡축 불안정성을 유발함과 동시에 역캠베로 인해 유발되던 피칭 모멘트의 감소로 중축 불안정성을 유발한다.

### III. 제어기 설계

3장에서는 역변환 제어기, 신경망 적응제어기, 두 가지 역변환 제어기의 형태, 제어기 파라미터에 대하여 기술하였다. 본 논문에서 사용되는 제어기는 역변환 제어기와 신경망 적응제어기를 혼합하여 사용하고 있으며, 각 제어기의 역할은 다음과 같다. 역변환 제어기는 손상이 일어나지 않은 기본모델을 기반으로, 제어명령 생성을 위한 역변환 파라미터를 얻어낸다. 역변환 파라미터는 모델링 오차를 포함하고 있으며, 손상이 발생하

지 않은 상황에서는 신경망 제어가 이러한 모델링오차를 보상하여 시스템 제어 성능을 향상시킬 수 있다. 신경회로망 제어기는 손상이 없는 상황에서는 모델링 되지 않은 오차를 보상하는 역할을 수행하지만, 손상 발생시 시스템을 식별하지 않고 오차를 보상할 수 있는 장점이 있다. Fig. 2는 전체적인 제어기 구조를 나타내고 있다.

#### 3.1 역변환 제어기

역변환 제어기 설계는 다음과 같다. 다음 식 (3), (4)와 같은 선형 시스템을 고려하였다.

$$\dot{x}_1 = x_2 \tag{3}$$

$$\dot{x}_2 = f(x, u) \tag{4}$$

여기서  $x_1, x_2$ 는 상태벡터로 물각, 물 각속도, 피치각, 피치 각속도로 표현된다. 식 (4)를 알려진 동역학 부분  $\hat{f}$ 과 불확실성 부분  $\Delta$ 로 표현하면 아래 식 (5)와 같다. 여기서 알려진 동역학 부분  $\hat{f}(x, u)$ 를 의사제어입력  $\nu$ 로 표현하면 다음 식 (6)과 같다.

$$\dot{x}_2 = \hat{f}(x, u) + \Delta(x, u) \tag{5}$$

$$\dot{x}_2 = \nu + \Delta \tag{6}$$

이때 의사제어 입력  $\nu$ 는 가속도항, 제어입력, 신경망의 적응신호로 아래 식 (7)과 같이 구성된다.

$$\nu = \dot{x}_{2d} + \nu_c - \nu_{ad} \tag{7}$$

의사입력의 선형제어기를 PD로 고려하면 다음 식 (8), (9)와 같다.

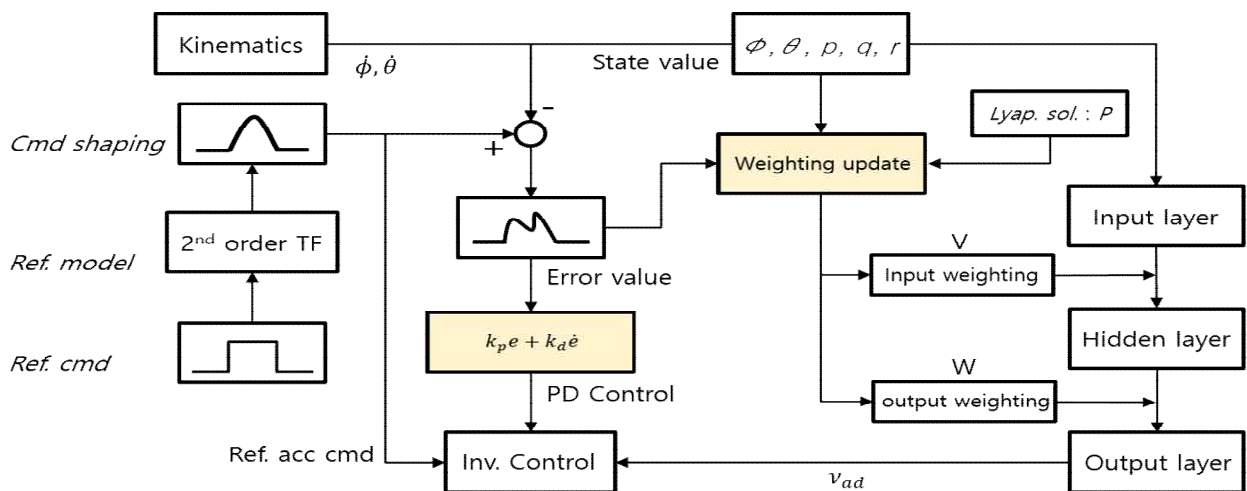


Fig. 2. Neural Network Controller Structure

$$\ddot{\bar{x}} = \ddot{x}_d + k_{dx}\dot{e}_x + k_{px}e_x - \nu_{adx} + \Delta x \quad (8)$$

$$\ddot{e}_x + k_{dx}\dot{e}_x + k_{px}e_x = \nu_{adx} - \Delta x \quad (9)$$

위의 식 (8), (9)를 행렬식으로 정리하면 아래 식 (10)과 같다.

$$\dot{\bar{e}}_x = A_x \bar{e}_x + B_x (\nu_{adx} - \Delta x) \quad (10)$$

여기서,

$$A_x = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k_{px} & -k_{dx} \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$B_x = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

위의 식 (11), (12)를 식 (10)에 넣어 정리하면 아래 식 (13)과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_x \\ \ddot{e}_x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k_{px} & -k_{dx} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_x \\ \dot{e}_x \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} (\nu_{adx} - \Delta x) \quad (13)$$

여기서  $k_p$ ,  $k_d$ 는 양수인 상수이다. 이로 인하여 시스템 행렬 A는 안정화 되고, 적응신호가 모델 불확실성을 보상한다면 시스템은 안정하게 된다. 최종적인 제어 입력은 식 (5)의 의사제어 입력의 역변환 값으로 얻을 수 있다.

$$u = \hat{f}^{-1}(x, \nu) \quad (14)$$

### 3.2 신경망 적응 제어기

본 논문에서 설계하는 신경망 적응 제어기는 손상이 없는 기존 비행조건에서는 역변환 제어기의 모델링되지 않은 부분에 대한 오차를 보상하는 역할을 수행한다. 그러나 무인기에 손상이 발생한 경우 손상을 따로 인지하는 과정 없이, 역변환 오차와 손상 상태의 오차를 포함하여 최종적인 비행체의 제어 오차를 보상함으로써, 손상을 빠르게 극복 할 수 있는 장점이 있다. 신경회로망의 입력변수는 아래 식 (15)와 같다. 각축에 같은 값을 사용하였다.

$$\bar{x} = [1 \ v_t \ p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi] \quad (15)$$

은닉층에서는 식 (16)과 같은 시그모이드 활성화 함수를 사용하여 입력변수를 활성화 시킨다. 여기서  $a$ 는 activation potential이고  $z$ 는 식 (17)과 같다.

$$\sigma(z) = \frac{1}{1 + e^{-az}} \quad (16)$$

$$z = V^T \bar{x} \quad (17)$$

신경회로망 입출력 제어이득의 업데이트 함수는 다음 식 (18), (19)를 사용하였다[9].

$$\dot{V} = - (2\bar{x} e^T P B W^T \sigma_z + \lambda V) \Gamma_V \quad (18)$$

$$\dot{W} = - [2(\sigma - \sigma_z V^T \bar{x}) e^T P B + \lambda W] \Gamma_W \quad (19)$$

여기서  $P$ 는 다음 식 (20)의 리아프노프 방정식의 해이다.

$$A^T P + P A + Q = 0 \quad (20)$$

### 3.3 역변환 제어기 구조

아래 Fig. 3과 Fig. 4는 각각 축이 분리된 역변환 제어기, 축이 결합된 역변환 제어기와 적응 제어기의 구조를 나타낸다. 두 가지 형태의 역변환 제어기중 첫 번째는 종/횡축이 분리된 형태의 역변환 제어기로 다음 식 (21), (22)와 같다.

$$\delta_e = (\nu_\theta - M_q q) / M_{\delta_e} \quad (21)$$

$$\delta_a = (\nu_\phi - L_p p) / L_{\delta_a} \quad (22)$$

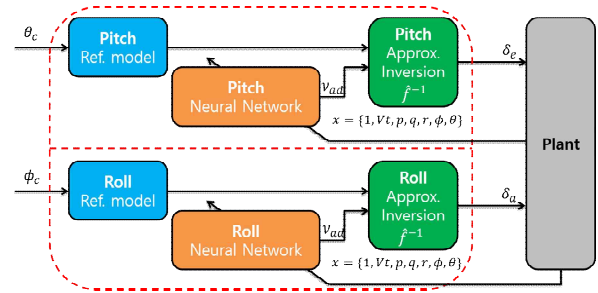


Fig. 3. Axis separation dynamic inversion controller

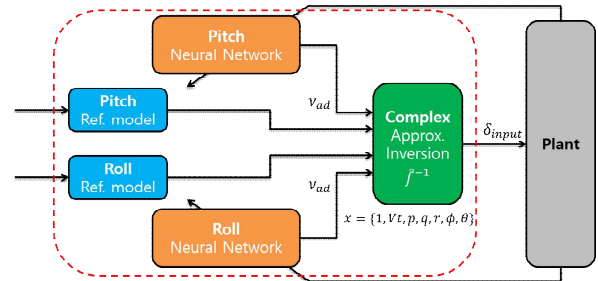


Fig. 4. Axis integration dynamic inversion controller

두 번째는 종/횡축을 결합하여 역변환 제어기를 설계 하였다. 제어기는 식 (23)과 같다.

$$\begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{\delta_e} & M_{\delta_a} \\ L_{\delta_e} & L_{\delta_a} \end{bmatrix}^{-1} \left( \begin{bmatrix} \nu_\theta \\ \nu_\phi \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} M_q & M_p \\ L_q & L_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ p \end{bmatrix} \right) \quad (23)$$

각각의 제어기는 다른 장점을 갖는데, 첫 번째 제어기는 설계가 간단하고 구조가 단순하다는 장점이 있고, 두 번째 제어기는 역변환 오차가 감소하는 장점이 있다. 다음 장에서 두 가지 역변환 제어기 형태를 적용한 시뮬레이션을 통하여 성능을 비교하였다.

### 3.4 제어기 파라미터

다음 Table 2는 시뮬레이션에 사용된 제어기의 파라미터를 나타내었다.

Table 2. Controller Parameter

Parameter	Roll axis	Pitch axis
$k_p$	400	400
$k_d$	28.28	28.28
$\Gamma_V$	0.5	5
$\Gamma_W$	5	50
Activation potential	[1 4 8 16 32]	[1 4 8 16 32]
$\lambda$	0.01	0.01
Q	$\begin{bmatrix} 6000 & 0 \\ 0 & 20 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1500 & 0 \\ 0 & 10 \end{bmatrix}$

## IV. 수치 시뮬레이션

MATLAB/Simulink를 통하여 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 대상 무인항공기는 30 m/s의 비행속도로 100 m의 고도를 비행하는 조건을 고려하였다. 본 논문에서 고려한 항공기 복합손상은 주익과 수직미익의 손상을 동시에 고려하였다. 주익의 손상은 우측 날개 중 모멘트면적 기준 22% 손상을 고려하였고, 수직미익의 경우 25% 손상을 고려하였다. 각 조종면의 경우 주익과, 수직미익의 파손과 같은 비율로 효과가 감소된다고 가정하였다.

### 4.1 시뮬레이션 조건

시뮬레이션 조건은 아래 Table 3과 같은 조건을 고려하였으며, 손상 유·무/제어기 형태에 따라서 총 네 가지 상황에 대한 시뮬레이션을 수행하였다.

Table 3. Simulation conditions

	Damage Condition	Controller type
Case 1 (Section 4.2.1)	No damage	Axis separation
Case 2 (Section 4.2.2)	No damage	Axis integration
Case 3 (Section 4.3.1)	Complex damage	Axis separation
Case 4 (Section 4.3.2)	Complex damage	Axis integration

Figure 5는 시뮬레이션에 사용된 기준입력을 나타내고 있다. 기준입력의 경우 더블렛 입력을 2차 시스템으로 근사화 하여 사용하였다. 이때 사용된 파라미터는 Table 4와 같다. 물각 명령의 경우 시뮬레이션 시작 6초 후부터  $\pm 2.5$ 도 더블렛 입력이 총 4초간 입력되고, 이후 피치축 명령의 경우 16초부터  $\pm 2.5$ 도 더블렛 입력이 총 4초간 입력된다.

전체 시뮬레이션 중 복합손상은 시뮬레이션 시작 후 1초에 발생되며, 이로 인하여 급격한 롤축과 피치축 변화가 일어나게 된다.

대기모델과 바람모델의 경우 Matlab에서 제공하고 있는 ISA atmosphere model과 Dryden wind turbulence model을 이용하여 구성하였으며, 바람 강도는 비행속도의 20%인 6 m/s로 가정하였다.

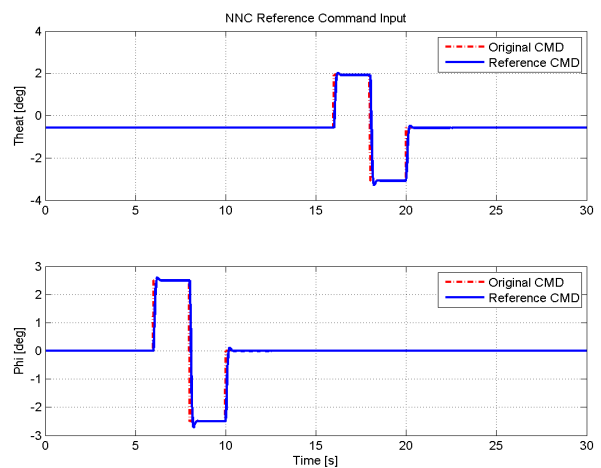


Fig. 5. Reference command inputs

Table 4. Command Reference model

Parameter	Roll axis	Pitch axis
$\zeta$	0.707	0.707
$w_n$	20	20

## 4.2 손상이 없는 상황 시뮬레이션

4.2.1과 4.2.2장에서는 손상이 없는 상황을 고려하여 시뮬레이션을 수행하였다. 각 시뮬레이션을 통하여, 두 가지 형태의 제어기가 갖는 기본적인 제어성능을 확인하였다. 4.2.1장에서는 손상이 없는 상황에서 축 분리 형태로 구성된 역변환 제어기를 적용하였고, 4.2.2장에서는 손상이 없는 상황에서 축 결합 형태로 구성된 역변환 제어기를 적용하였다.

### 4.2.1 축 분리 역변환 제어기(Case 1)

손상이 발생하지 않는 경우, 역변환 제어기와 신경망 제어기가 잘 작동하여 명령추종 성능이 좋은 편이며, 각 축에 명령을 인가했을 때 커플링 효과가 거의 나타나지 않음을 알 수 있다.

항공기 상태 오차의 경우 종축의 경우 약  $\pm 0.5\text{deg}$ , 횡축의 경우 약  $\pm 1\text{deg}$  수준으로 명령을 잘 추종함을 알 수 있다.

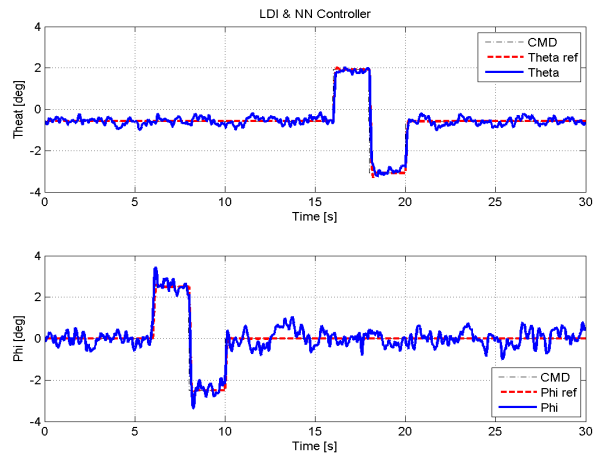


Fig. 6. Responses of state

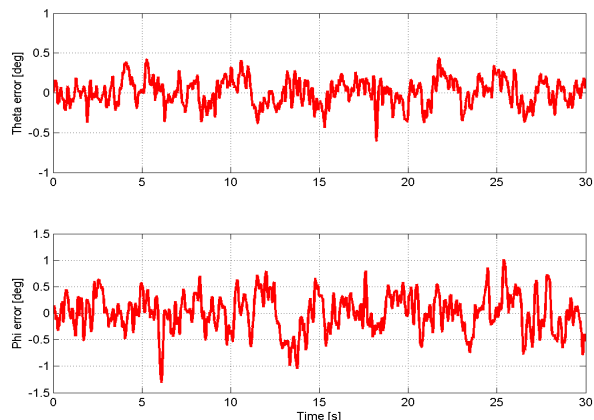


Fig. 7. Attitude error

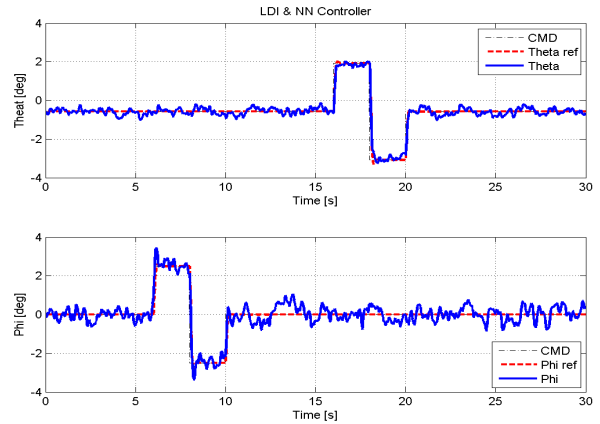


Fig. 8. Responses of state

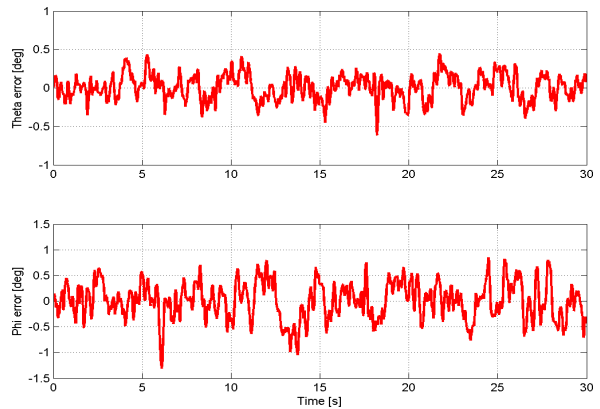


Fig. 9. Attitude error

### 4.2.2 축 결합 역변환(Case 2)

손상이 발생하지 않는 경우, 축 결합 역변환 제어기가 적용된 시뮬레이션서도 이전의 Case 1 경우와 비슷한 결과를 나타내었다. 축간 커플링 효과도 작게 나타나며, 상태 오차의 경우도 이전 Case 1과 비슷한 결과를 나타내었다.

Case 2의 항공기 상태 오차도 이전의 경우 비슷한 값을 갖는다. 종축의 경우  $\pm 0.5\text{deg}$ , 횡축의 경우 약  $\pm 1\text{deg}$  수준으로 명령을 잘 추종함을 알 수 있다. 위 결과에서 손상이 발생하지 않는 경우 제어기의 성능은 역변환 제어기의 형태에 관계없이 비슷한 경향을 나타냄을 알 수 있다.

## 4.3 복합 손상 상황 시뮬레이션

4.3.1과 4.3.2장에서는 복합손상이 이루어진 상황을 고려하여 시뮬레이션을 수행하였다. 복합손상은 앞에서 말했던 바와 같이 1초에 손상이 발생하며, 우측 주익과 수직미익이 동시에 손상된다고 고려하였다. 조종면의 경우도 손상되는 부위와 같은 비율로 손상을 고려하였다.

### 4.3.1 축 분리 역변환 제어기(Case 3)

아래 Fig. 10은 복합 손상이 발생한 항공기의 시뮬레이션 결과이다. 시뮬레이션 시작 1초 후에 항공기의 복합 손상이 발생한다. 이후 더블렛 입력을 통하여 항공기의 반응을 확인하였다. 손상이 발생한 직후 항공기의 롤 움직임은 크게 변하지만, 신경망 적응 제어기가 작동하여 롤 움직임의 발산을 억제하는 것을 알 수 있다.

손상된 항공기는 종축과 횡축사이의 커플링 효과가 나타나며 이는 시뮬레이션 16초에서 피치 명령 인가 시, 롤 움직임이 같이 발생하는 것으로 확인할 수 있다.

Figure 11의 항공기 상태 오차는 이전의 손상이 없는 경우에 비하여 오차가 크게 발생한 것을 알 수 있다. 앞서 말했던 바와 같이, 피치 명령을 인가할 때 롤 반응이 나타나며 커플링 오차가 발생하는 것을 확인할 수 있다.

Figure 12는 신경망 적응제어기의 출력층 이득을 시간에 따라 나타낸 그래프이다. 초기 손상 시 항공기 상태 오차를 감소시키기 위하여, 적응이득이 빠르게 증가하는 것을 확인할 수 있다.

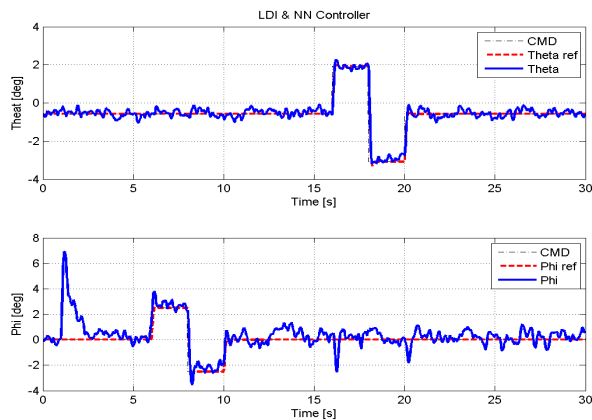


Fig. 10. Responses of state

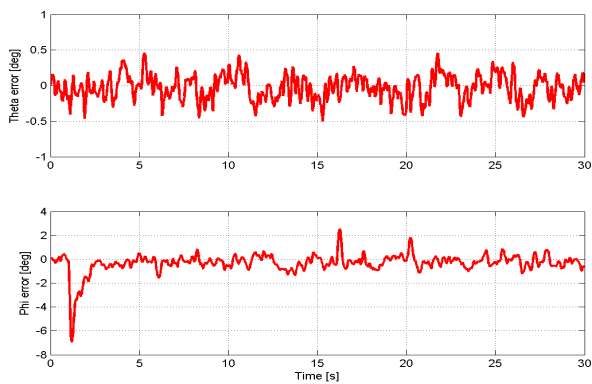


Fig. 11. Attitude error

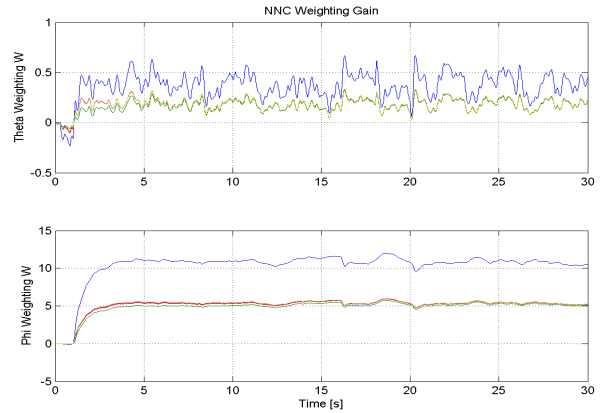


Fig. 12. NN adaptation weight W

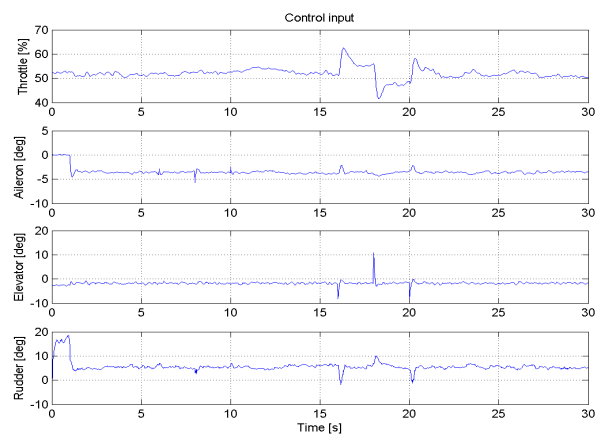


Fig. 13. Responses of throttle and control surfaces

Fig. 13은 이때 각 조종면의 반응을 나타내었다. 각 조종면은 손상이 발생함에 따라 비행체를 안정화하기 위한 명령을 발생시키며, 새로운 조종면 트림 값을 갖는 것을 확인할 수 있다.

### 4.3.2 축 결합 역변환 제어기(Case 4)

축 결합 역변환 제어기를 적용한 Fig. 14의 결과는 전체적으로 이전의 시뮬레이션 Case 3과 비슷한 결과를 나타낸다. 손상발생 직후 제어기가 작동하여 오차를 빠르게 제거하는 것을 알 수 있다.

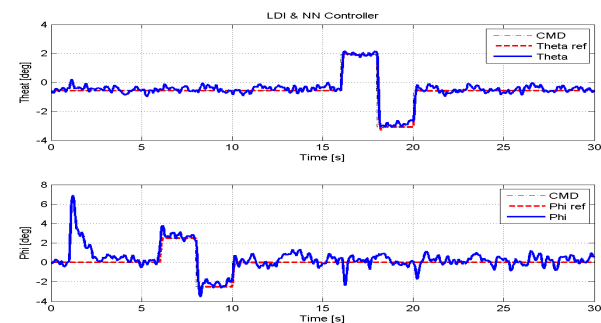


Fig. 14. Responses of state

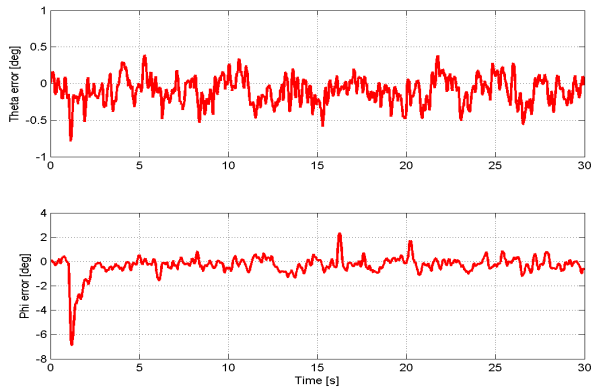


Fig. 15. Attitude error

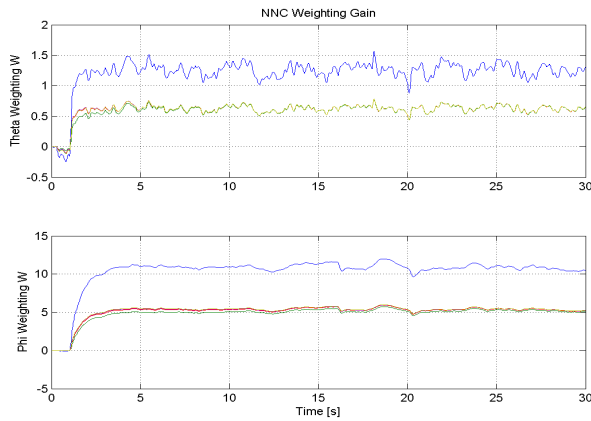


Fig. 16. NN adaptation weight W

그러나 Fig. 15의 상태 오차를 확인하면 축 결합 제어기의 경우가 축 분리 제어기에 비하여 상대적으로 높은 오차를 갖는 것을 알 수 있다. 초기 항공기 손상으로 인하여 발생하는 상태 오차의 값은 매우 비슷한 수치와 경향을 갖는다. 그러나 이후 항공기 제어명령이 인가된 경우 축간 커플링 효과가 발생하고 이에 따른 오차가 커지는 것을 알 수 있다.

Figure 16은 이때 신경망 적응 이득을 나타낸다. 종축의 이득을 확인해 보면, 앞서 나타난 항공기 손상으로 인한 오차를 보상하기 위하여 제어이득 값이 증가한 것을 알 수 있으며, 이전의 Case 3의 Fig. 12의 값보다 큰 값을 갖는 것을 알 수 있다. Fig. 17은 조종면 반응을 나타내고 있다.

4.4 결과 분석

Table 5는 Case 1과 Case 2의 상태오차에 대한 norm 값과, 신경망 출력층 이득의 norm 값을 나타내었다. 손상이 발생하지 않은 조건에서 항공기 상태오차와 신경망 출력층 이득은 매우 비슷한 값을 나타낸다. 전반적으로 Case 1의 결과가 좋은 값으로 나타나고 있으나, 매우 유사한

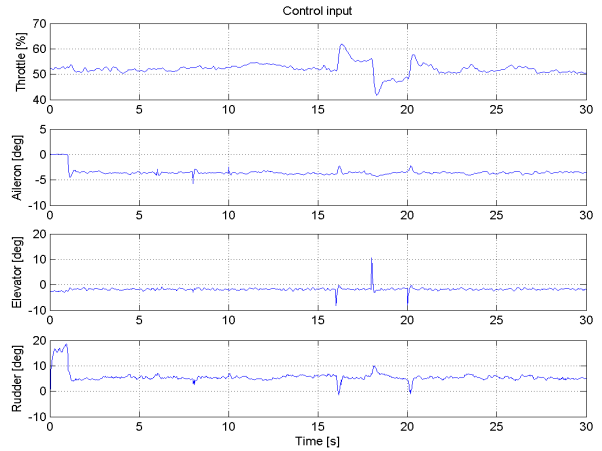


Fig. 17. Responses of throttle and control surfaces

결과 값을 알 수 있다.

Table 6은 Case 3과 Case 4의 상태오차에 대한 norm 값과, 신경망 출력층 이득의 norm 값을 나타내었다. 손상이 발생한 경우 항공기 상태오차와 신경망 출력층 이득은 Case 3이 Case 4에 비하여 더 좋은 결과를 나타내었다.

이러한 결과는 축이 분리된 제어기의 경우 항공기 손상 시 변화되는 역변환 계수가, 분리된 각 축에만 영향을 미치게 된다. 그러나 축이 결합된 경우 각축의 역변환 계수값의 오차가 다른 축에 영향을 미치게 되어, 앞선 4.3장의 결과와 같은 축간 커플링 효과를 발생시켜 제어기 성능에 나쁜 영향을 나타낸다고 판단된다. 따라서 역변환 제어기를 사용하여 기본 제어기를 설계하는 경우 축을 분리하여 설계하는 것이 전체적인 시스템에서 좋은 결과를 나타낼 것이라고 판단된다.

Table 5. Comparison of no damage condition simulation

		Case 1	vs	Case 2
State error	Theta	6.3897	≈	6.4017
	Phi	13.7646	≈	13.8040
Weight W	Theta	7.2706	<	8.1927
	Phi	28.8675	≈	28.8242

Table 6. Comparison of complex damage condition simulation

		Case 3	vs	Case 4
State error	Theta	6.9578	<	8.039235
	Phi	34.3974	≈	34.14697
Weight W	Theta	22.5105	<	71.74313
	Phi	606.5763	≈	606.6386



## V. 결 론

본 논문은 전익형 무인항공기의 복합 손상을 고려한 모델링을 수행하고, 제어기를 설계하여 시뮬레이션을 수행하였다. 항공기 모델링의 경우 풍동실험을 통해 공력계수를 추출하여 파손된 항공기 모델을 구축하였다. 제어기의 경우 역변환 제어기를 기본 제어기로 설계하고, 신경망 적응 제어기를 적용하여 역변환 오차를 보상하였다. 이때 역변환 제어기를 두 가지 형태로 설계하여 각 제어기별로 성능을 비교하였다. 시뮬레이션의 경우 총 네 가지 케이스로 분류하여 항공기 파손 전후 비교와, 역변환 제어기 형태에 따른 비교를 수행하였다. 각 제어기별 상태 오차를 분석하여 제어기 적용 시 예상되는 장·단점을 분석하였다. 항공기에 손상이 발생한 경우 역변환 제어기의 축을 분리하여 설계한 경우 축간 커플링 효과가 감소하여 더 작은 오차를 갖고 나온 성능을 나타내는 것을 확인하였다. 적용된 제어기 모두 항공기 손상 시 효과적으로 불안정성을 제거하였으며, 손상 이후에도 항공기를 제어 가능함을 확인하였다. 역변환 제어기를 사용하는 항공기의 경우 손상이 예측 되는 임무를 갖는다면, 축간 분리된 역변환 제어기를 설계하는 것이 항공기 손상 시 더 좋은 제어 성능을 나타낼 수 있을 것으로 판단된다. 향후에는 횡축에 러더 조종면을 포함한 역변환 제어기를 설계하고, 유도기법을 적용하여 항공기 손상 상황에서 임무 수행 가능성을 확인하는 연구를 수행하고자 한다.

## 후 기

본 논문은 산업통산자원부의 재원으로 한국산업기술평가관리원의 지원을 받아 수행한 항공우주부품기술개발사업(10066055)의 연구 결과임.

본 논문은 2015년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임. (NRF-2015R1C1A1A02036862)

본 연구는 미래창조과학부 및 정보통신진흥센터의 지식경제기술혁신사업의 일환으로 수행하였음. [1711055509, 안전한 무인이동체를 위한 ICT 기반기술 개발]

## References

1) Byun, W. I., Kim, J. B., and Hwang, C. Y., "Domestic Policy Ready for a Coming of Age for Civil UAV," *Proceeding of The*

*Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, September 2014, pp.948-951.

2) Page A, Meloney E, and Monaco J., "Flight Testing of a Retrofit Reconfigurable Control Law Architecture Using an F/A-18C," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Keystone, CO*, Aug. 21-24, 2006.

3) Jourdan D, Piedmonte M, Gavrillets V, Vos D, and McCormick J., "Enhancing UAV Survivability Through Damage Tolerant Control," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Toronto, Ontario Canada, Aug. 2-5, 2010.

4) Dydek Z, Annaswamy A, and Lavretsky E., "Adaptive Control of Quadrotor UAVs : A Design Trade Study With Flight Evaluations," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol. 21, No. 4, 2013, pp.1400-1406.

5) Chowdhary G, Johnson E, Chandramohan R, Kimbrell M, and Calise A., "Guidance and Control of Airplanes Under Actuator Failures and Severe Structural Damage," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 36, No. 4, 2013, pp.1093-1104.

6) Kim, K. J., Ahn, J. M., Kim, S. K., Kim, D. M., Suk, J. Y., Lim, H. S., Hur, G. B., Kim, N. W., and Kim, B. S., "Flight test of a Flying-Wing Type UAV with Partial Wing Loss Using Neural Network Controller," *AIAA Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences*, Boston, MA, Aug. 2013.

7) Kim, D. H., Kim, N. W., Suk, J. Y., and Kim, B. S., "Neural Network Based Adaptive Control for a Flying-Wing Type UAV with Wing Damage," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences* Vol. 41 No. 5, 2013, pp.342-349.

8) Kim, K. J., Ahn, J. M., Kim, S. K., Choi, J. S., Suk, J. Y., Lim, H. S., and Hur, G. B., "Analysis of partial wing damage on flying-wing unmanned air vehicle," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 228, No. 3, 2014, pp.355-374.

9) Calise A, Lee S, and Sharma M., "Development of a Reconfigurable Flight Control Law for Tailless Aircraft," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 24, No. 5, 2001, pp.896-902.