

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(5), 342-349(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.5.342>

## 주익이 손상된 전익형 무인기를 위한 신경회로망 적응제어기법에 관한 연구

김대혁\*, 김낙완\*, 석진영\*\*, 김병수\*\*\*

### Neural Network Based Adaptive Control for a Flying-Wing Type UAV with Wing Damage

DaeHyuk Kim\*, Nakwan Kim\*, Jinyoung Suk\*\* and Byungsoo Kim\*\*\*

Research Institute of Marine Systems Engineering, Seoul National University\*

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University\*\*

Department of Aerospace Engineering, Gyeongsang National University\*\*\*

#### ABSTRACT

A damage imposed on an unmanned aerial vehicle changes the flight dynamic characteristics, and makes difficult for a conventional controller based on undamaged dynamics to stabilize the vehicle with damage. This paper presents a neural network based adaptive control method that guarantees stable control performance for an unmanned aerial vehicle even with damage on the main wing. Additionally, Pseudo Control Hedging (PCH) is combined to prevent control performance degradation by actuator characteristics. Asymmetric dynamic equations for an aircraft are chosen to describe motions of a vehicle with damage. Aerodynamic data from wind tunnel test for an undamaged model and a damaged model are used for numerical validation of the proposed control method. The numerical simulation has shown that the proposed control method has robust control performance in the presence of wing damage.

#### 초 록

무인항공기가 외형손상을 입는 경우, 비행역학 특성이 변하기 때문에 손상 이전 설계된 제어기는 더 이상 안정적인 제어성능을 보장하지 않는다. 본 논문에서는 주익의 손상이 일어난 무인항공기에 대해서도 강건한 제어성능을 보장하는 신경회로망 적응제어기법을 소개한다. 구동기의 특성에 의한 제어기의 성능저하를 방지하기 위해 Pseudo Control Hedging (PCH)를 추가적으로 사용하였다. 기체고정좌표계의 중심이 항공기의 무게중심에 위치하지 않는 비대칭 동역학을 사용하였으며, 전익형 무인기를 대상 비행체로 하였다. 날개가 손상되지 않은 모델과 손상된 모델의 풍동시험을 통해 얻은 공력데이터를 이용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션의 결과를 통해 제안된 제어기법이 주익의 손상이 발생한 항공기에 대해서도 여전히 안정적인 조종성능을 보장하는 제어기법임을 검증하였다.

**Key Words** : UAV(무인항공기), Neural Network(신경회로망), Adaptive Control(적응제어), Wing Damage(날개 손상), Asymmetric Dynamics(비대칭 동역학)

† Received: January 25, 2013 Accepted: April 29, 2013

\* Corresponding author, E-mail : [nwkim@snu.ac.kr](mailto:nwkim@snu.ac.kr)<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

## I. 서론

무인항공기는 비행체에 사람이 직접 타지 않는 항공기로서, 지상에서 원격으로 조종하거나 사전에 입력된 항법 프로그램에 의해 자동으로 비행을 하는 항공기이다. 특히나 군사용으로 사용되는 전투기나 정찰기는 그 임무가 고위험 영역에서 이루어지므로, 무인화가 필수적인 추세이다. 최근에는 무인항공기의 자율적인 항법 및 제어 기술의 발전에 따라 지상에서의 조종이 따로 필요 없는 완전한 자율화가 이루어지고 있으며, 그에 따른 활발한 연구가 이루어지고 있다.

무인항공기가 임무 수행 도중에 예상치 못한 공격이나 충돌에 의해 외형의 손상이 일어난다면, 항공기 자체의 손실뿐만 아니라 임무 중에 획득한 자료의 손실 등의 막대한 피해가 일어나게 된다. 외형 손상이 일어날 경우 항공기의 비행역학 특성이 변하기 때문에 손상 이전 설계된 제어기는 더 이상 안정적인 제어성을 보장할 수 없게 된다. 항공기에 외형손상이 일어났을 때에도 강건한 제어성을 보장하는 제어기법으로 재형상 제어기법이 있다. 일반적인 재형상 제어기법은 항공기의 다양한 형상에 대한 제어가 미리 설계되어 있어야 한다. 이 때문에 다양한 형상의 비행역학 특성에 대한 해석 및 제어기의 설계에 긴 설계시간과 높은 설계비용이 소요된다. 게다가 실시간으로 외형손상을 인식하고 시스템을 식별하는데 시간이 오래 걸리게 되면, 외형손상으로 인해 발생하는 빠른 반응을 제어하기 어려울 수 있다. 본 논문에서는 외형손상에 강건한 제어기법으로 신경회로망 적응제어기법을 사용하였다. 이 기법은 재형상 제어기법처럼 다양한 형상에 대한 제어기 설계가 선행될 필요 없으며, 계산시간이 짧아 외형손상 시 비교적 짧은 시간 내에 반응할 수 있다. 신경회로망 적응제어기법은 시스템 내 모델링이 되지 않은 부분을 모델링 불확실성으로 간주하여 실시간으로 추정하여 보상한다. 이 제어기법은 외형손상에 의해 변화된 비행역학 특성을 불확실성으로 인식할 뿐만 아니라, 풍동시험을 통해 얻은 공력데이터의 부정확성 부분 역시 불확실성으로 인식하여 보상할 수 있다는 장점이 있다. 하지만 제어기 적용을 위한 각종 설계변수를 결정하는 체계적인 방법이 없다는 단점이 있다.

이전에 손상된 항공기의 비행역학 특성 및 제어기법에 관한 다양한 연구가 진행되어 왔다[1]. 은 기체고정좌표계의 중심이 항공기의 무게중심이 아닌 지점에 위치한 비대칭 비행 운동방정식

을 유도하고, 날개가 손상된 항공기 모형에 대한 풍동시험 결과를 통해 비행역학 특성의 변화를 연구하였다. 신경회로망을 이용하여 일반적인 비선형 시스템 및 비선형 비행 동역학의 제어기 설계에 관한 연구를 수행하였으며[2,3], [4]는 신경회로망 적응제어기를 설계하여 실제 무인항공기의 비행시험을 수행하였다. [5]는 손상된 항공기에 고전적인 적응제어기법을 적용하였으며, 신경회로망 적응제어기를 적용하여 손상된 항공기에 그 효용성을 입증한 사례 역시 몇몇 연구들에 의해 수행되었다[6,7]. 국내에서는 최근에 외형손상이 일어난 항공기의 비행역학 특성에 관한 연구가 있었다[8,9]. 손상된 항공기에 대한 연구는 대부분 날개 끝의 일부가 손상된 경우에 대해서 수행되어왔다. 본 논문에서 다루고 있는 주익의 손상은 매우 급격한 비선형성 운동을 야기하여, 롤 운동과 피치 운동을 연성시켜서 안정적인 제어를 어렵게 만들기 때문에 이 경우에 대한 제어성능 해석이 필요하다. 본 연구의 목적은 신경회로망 적응제어기가 2종류의 주익손상에 대하여 안정적인 제어성을 보장함을 보이는 것에 있다.

본 논문은 다음과 같이 구성된다. 제어기 설계와 시뮬레이션 구현에 사용될 비대칭 비행 운동방정식이 2절에 소개되고, 제어기 설계는 3절에서 소개된다. 제어기 설계는 크게 역변환제어기법과 신경회로망 적응제어기법으로 나누어 설명한다. 4절에서는 전익형 무인기를 이용한 컴퓨터 시뮬레이션 결과를 제시하고, 5절에서 결론으로 끝을 맺는다.

## II. 6자유도 비대칭 비행 운동방정식

항공기의 일반적인 6자유도 운동방정식은 기체고정좌표계의 원점이 항공기의 무게중심에 위치하고 좌우대칭( $I_{xy} = I_{yz} = 0$ )의 가정을 따른다 [10]. 항공기의 주익이 손상되면 기체고정좌표계의 원점이 항공기의 무게중심에서 벗어나게 되고, 좌우대칭이었던 형상은 비대칭의 형상이 된다. 이 때문에 기체고정좌표계의 원점이 항공기의 무게중심이 아닌 임의의 위치에 존재하고 좌우가 비대칭인 운동방정식을 사용해야 한다. 좌표계는 Fig. 1과 같이 지구고정좌표계  $O-XYZ$ 와 원점이 무게중심이 아닌 기체의 임의의 점에 위치하는 기체고정좌표계  $O_b-xyz$ 를 사용한다.

손상된 항공기의 운동을 해석하기 위해 비대칭 운동방정식에 대한 몇몇 연구들이 수행되어 왔다[1, 2, 3]. 본 논문에서는 항공기의 비대칭 운동방정식의 증명과정은 생략하고, 선행연구들에

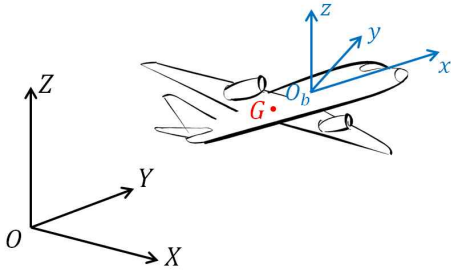


Fig. 1. Coordinate system

서 얻어낸 결과식을 이용하도록 한다. 항공기의 6자유도 비대칭 운동방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} X &= m[\dot{u} - vr + wq + g \sin \theta \\ &\quad - \Delta x(q^2 + r^2) + \Delta y(pq - \dot{r}) + \Delta z(pr + \dot{q})] \\ Y &= m[\dot{v} - wp + ur - g \cos \theta \sin \phi \\ &\quad - \Delta y(r^2 + p^2) + \Delta z(qr - \dot{p}) + \Delta x(qp + \dot{r})] \end{aligned} \quad (1a)$$

$$\begin{aligned} Z &= m[\dot{w} - uq + vp - g \cos \theta \cos \phi \\ &\quad - \Delta z(p^2 + q^2) + \Delta x(rp - \dot{q}) + \Delta y(rq + \dot{p})] \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} L &= I_{xx} \dot{p} + (I_{zz} - I_{yy})qr - (\dot{r} + pq)I_{xz} \\ &\quad + (r^2 - q^2)I_{yz} + (pr - \dot{q})I_{xy} \\ &\quad + m[\Delta y(\dot{u} - uq + vp - g \cos \theta \cos \phi) \\ &\quad - \Delta z(\dot{v} - wp + ur + g \cos \theta \sin \phi)] \\ M &= I_{yy} \dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})rp + (p^2 - r^2)I_{zx} \\ &\quad - (\dot{p} + qr)I_{xy} + (qp - \dot{r})I_{yz} \\ &\quad + m[\Delta z(\dot{u} - vr + wq + g \sin \theta) \\ &\quad - \Delta x(\dot{w} - uq + vp + g \cos \theta \cos \phi)] \end{aligned} \quad (1b)$$

$$\begin{aligned} N &= I_{zz} \dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})pq + (rq - \dot{p})I_{zx} \\ &\quad - (\dot{q} + rp)I_{yz} + (q^2 - p^2)I_{xy} \\ &\quad + m[\Delta x(\dot{v} - wp + ur - g \cos \theta \sin \phi) \\ &\quad - \Delta y(\dot{u} - vr + wq - g \sin \theta)] \end{aligned}$$

식 (1a)와 (1b)에서  $\Delta x$ ,  $\Delta y$ ,  $\Delta z$ 는 항공기의 무게중심이 기체고정좌표계의 원점으로부터 떨어진 거리를 나타낸 것이다. 식 (1a)와 (1b)에서 무게중심이 좌표계의 원점으로부터 벗어나 있고 ( $\Delta x, \Delta y, \Delta z \neq 0$ ), 좌우가 비대칭( $I_{xy} \neq 0, I_{yz} \neq 0$ )이기 때문에 일반적인 비행 운동방정식에 비해 추가적인 항이 존재함을 알 수 있다. 위의 6자유도 비대칭 운동방정식은 제어기의 설계 및 검증을 위한 시뮬레이션 구현에 사용되었다.

### III. 제어기 설계

주익 손상이 일어나면 항공기의 좌우 양력의 불균형으로 인해 급격한 롤 운동 및 이와 연관된

급격한 피치 운동이 발생한다. 그러므로 본 논문에서는 롤 운동과 피치 운동 제어를 위해 각각 역변환제어기를 접합한 형태의 신경회로망 적응 제어기법을 사용하였다. 제어기 설계를 위해 다음과 같은 가정을 사용한다.

- 가정 1 : 시스템의 상대차수는 알려져 있다.  
 가정 2 : 제어입력행렬의 부호는 알려져 있다.  
 가정 3 : 항공기의 동역학은 minimum phase를 갖는 시스템이다.  
 가정 4 : 시스템의 Controllability가 유지되는 범위내에서 항공기의 주익손상이 일어난다.

엘리베이터와 에일러론과 같은 구동기의 위치/속도 한계 및 시간지연등의 특성에 의한 제어기의 성능저하를 방지하기 위해서 Pseudo Control Hedging (PCH)을 추가적으로 사용하였다.

### 3.1 역변환 제어기

역변환 제어기법은 대표적인 비선형 제어기법 중의 하나로써, 운동방정식의 비선형항을 의사제어(pseudo control)로 치환하여 비선형 운동방정식을 선형화하는 제어기법이다. 항공기의 롤 운동과 피치 운동에 대한 운동방정식은 다음과 같이 일반적인 비선형 함수로써 표현할 수 있다.

$$\ddot{\phi} = f(\mathbf{x}, u) \quad (2a)$$

$$\ddot{\theta} = f(\mathbf{x}, u) \quad (2b)$$

여기서,  $\mathbf{x}$ 는 롤 운동 및 피치 운동에 영향을 미치는 상태벡터를,  $u$ 는 제어입력을 의미한다. 두 운동 모두 2차 시스템이므로, 같은 전개방식을 통해 역변환 제어기법을 적용할 수 있다. 다음의 2차 시스템의 식 전개를 통해 실제 제어기 설계에 사용된 역변환 제어기법을 설명하도록 한다. 다음과 같은 간단한 2차 비선형 시스템을 생각해 보자.

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= f(x, u) \end{aligned} \quad (3)$$

비선형 시스템에서 모델링이 되지 않은 부분을 모델링의 불확실성으로 간주할 수 있으며, 이 부분 역시 상태와 제어입력의 함수이다. 식 (3)에서 비선형함수  $f(x, u)$ 를 모델링이 된 부분  $\hat{f}(x, u)$ 과 모델링이 되지 않은 부분, 즉 모델링 불확실성  $\Delta(x, u)$ 의 합으로 정의하면 식 (3)은 식 (4)와 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= \hat{f}(x,u) + \Delta(x,u) \end{aligned} \quad (4)$$

식 (4)에서 모델링이 된 부분  $\hat{f}(x,u)$ 을 의사제어  $v$ 로 치환한다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= v + \Delta(x,u), \quad v = \hat{f}(x,u) \end{aligned} \quad (5)$$

만약  $\hat{f}(x,u)$ 의 정확한 모델링이 가능하다면 시스템이 선형화되므로, 일반적인 선형제어기법을 적용할 수 있다. 의사제어  $v$ 를 오차방정식 구성을 위한 가속도항  $\dot{x}_{2d}$ , 선형제어기에 해당하는 항  $v_c$  그리고 모델링 불확실성을 보상하기 위한 신경회로망 적응제어신호  $v_{ad}$ 의 합으로써 다음과 같이 구성한다.

$$v = \dot{x}_{2d} + v_c - v_{ad} \quad (6)$$

식 (7)과 같이 오차를 정의하고, 선형제어기로써 PD제어기를 선택하면 식 (8)과 같은 오차방정식을 얻게 된다.

$$\begin{aligned} e_1 &= x_{1d} - x_1 \\ e_2 &= x_{2d} - x_2 \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \dot{e}_1 &= e_2 \\ \dot{e}_2 &= -k_d e_2 - k_p e_1 + v_{ad} - \Delta(x,u) \end{aligned} \quad (8)$$

식 (8)에서 오차들을 하나의 상태벡터로 두고 전체 식을 행렬형태로 표현한 식은 다음과 같다.

$$\dot{e} = Ae + B(v_{ad} - \Delta) \quad (9)$$

여기서,  $A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k_d & -k_p \end{bmatrix}$ ,  $B = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}$ ,  $e = \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \end{bmatrix}$

식 (9)에서 시스템행렬  $A$ 를 Hurwitz로 만들어 주고, 신경회로망 적응제어신호  $v_{ad}$ 가 모델링 불확실성  $\Delta$ 을 완벽하게 보상한다는 가정하에, 이 시스템은 안정하게 된다. 시스템의 실제 제어입력은 식 (5)의 의사제어를 역변환시킴으로써 구할 수 있다.

$$u = \hat{f}^{-1}(x,v) \quad (10)$$

롤 운동과 피치 운동 방정식에서 어느 부분까지를 모델링할 것인지는 설계자의 선택이다. 간단한 설계를 위해 식 (11a), (11b)와 같이 각각에 일러론과 엘리베이터에 관련된 선형항만을 모델링이 된 부분으로 설정하였다.

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \hat{f}_\phi(\mathbf{x}, u) + \Delta_\phi \\ &= L_{\delta_a} \delta_a + \Delta_\phi \end{aligned} \quad (11a)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\theta} &= \hat{f}_\theta(\mathbf{x}, u) + \Delta_\theta \\ &= M_{\delta_e} \delta_e + \Delta_\theta \end{aligned} \quad (11b)$$

위의 식을 통해 신경회로망은 무인항공기의 손상에 의한 동역학적 변화를 불확실성으로 인식하기 이전에 모델링이 되지 않은 부분 역시 모델링 불확실성으로 인식할 것임을 알 수 있다.

### 3.2 신경회로망 적응제어기

신경회로망은 구조를 전혀 알 수 없는 함수를 주어진 입력변수들을 이용하여 근사화하는 역할을 한다. 본 논문에서는 Fig. 2와 같은 구조를 가지는 SHL(Single Hidden Layer)를 사용하였다. Fig. 2에서  $\bar{X}$ 는 신경회로망의 입력변수이다. 구조를 알 수 없는 모델링 불확실성이 어떤 변수들의 함수가 될지를 고려하여 적절한 상태변수들을 입력 변수로 결정하여야 한다. 입력 bias항  $b_v$ 가 포함되어 최종 입력변수가 된다. 롤 운동과 피치 운동에 사용되는 신경회로망을 각각 따로 구성하였으며, 손상 이후 연성된 움직임이 나타날 것을 예상하여 롤 운동과 피치 운동 모두 다음과 같은 입력변수를 사용하였다.

$$\bar{X} = [1 \ U \ p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi \ \delta]^T \quad (12)$$

입력변수들은 입력가중변수  $V$ 에 의해 가중되어 hidden layer로 들어간다. hidden layer는 여러 개의 신경회로망 뉴런들로 구성되며, 그 개수에 의해 신경회로망의 근사화정도가 결정된다. 각 뉴런에서 활성화정도에 사용되는 변수  $a$ 를 activation potential이라 하고, 다음과 같은 시그모이드 함수를 사용하였다.

$$\sigma(z) = \frac{1}{1 + e^{-az}}, \quad z = V^T \bar{x} \quad (13)$$

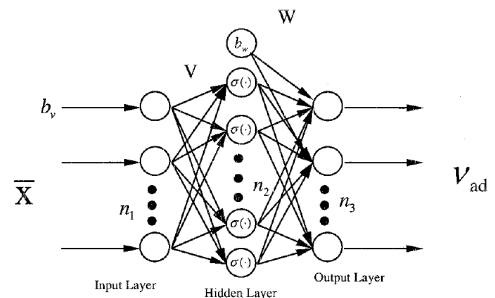


Fig. 2. The structure of NN (Neural Network) with single hidden layer

신경회로망 뉴런의 개수와 각 뉴런에 대응되는 activation potential의 값은 설계자에 의해 결정된다. 신경회로망 뉴런의 개수가 많아질수록 더 정확한 근사화가 이루어지지만, 계산시간이 증가하므로 오히려 제어성능을 저해할 수 있기 때문에, 적절한 개수의 선택이 중요하다. 마지막으로 hidden layer를 거친 변수들에 출력 bias항  $b_w$ 이 추가되고, 출력가중변수  $W$ 에 의해 가중되어 다음과 같이 최종 신경회로망 적응제어 신호가 된다.

$$v_{ad} = W^T \sigma(z) \quad (14)$$

입력가중변수  $V$ 와 출력가중변수  $W$ 는 리아프노프 안정성 정리에 의해 증명된 적응 법칙에 따라 식(15)와 같이 업데이트된다. 업데이트 식 및 증명과정은 [7, 11]을 참고하였다.

$$\dot{V} = -\Gamma_V [\bar{x} \zeta W^T \sigma_z + \lambda V] \quad (15a)$$

$$\dot{W} = -\Gamma_W [(\sigma - \sigma_z V^T \bar{x}) \zeta + \lambda W] \quad (15b)$$

여기서,  $\zeta = e^T P B$

위의 업데이트 식은  $\sigma$ -modification 방식으로, 적응신호의 발산을 막는 일종의 댐핑 역할을 하는 항이 추가되어 있다. 위의 식 (15)에서 오른쪽 항 괄호 안의  $\lambda V$ 와  $\lambda W$ 가 바로 그 역할을 하며,  $\lambda$ 는 계수이다.  $\Gamma_V$ 와  $\Gamma_W$ 는 적응제어신호의 게인이며,  $e$ 는 식 (9)의 오차벡터이다.  $P$ 는 식 (9)의 시스템행렬  $A$ 를 이용하여 구한 리아프노프 방정식의 해이다.

$$A^T P + P A + Q = 0 \quad (16)$$

$B$ 는 식 (9)에서 정의한 입력행렬이며  $\sigma_z$ 는  $\sigma$ 를  $z$ 로 편미분한 값이다.

$$\sigma_z = \frac{\partial \sigma}{\partial z} \quad (17)$$

### 3.3 Pseudo Control Hedging (PCH)

신경회로망 적응제어기가 구동기의 특성에 의해 성능저하가 되지 않도록 참조모델을 변형시키는 PCH 방식을 사용한다[11]. Fig. 3은 1차 시스템을 가지는 구동기의 동역학이다. PCH 신호계산과정은 식 (18)과 같다.

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

$$= v - \hat{f}(x, \delta)$$

식 (11)에서 정의한 pseudo control 식을 활용하면 식(19)와 같이 간단히 표현할 수 있다.

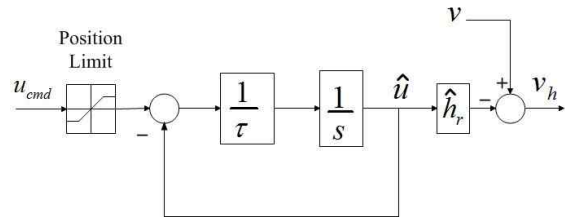


Fig. 3. Calculation of PCH signal

$$v_{h\phi} = L_{\delta_a} (\delta_{a,cmd} - \delta_a) \quad (19)$$

$$v_{h\theta} = M_{\delta_c} (\delta_{c,cmd} - \delta_c)$$

### 3.4 속도제어와 yaw각 제어

속도제어를 위해 PI제어기를 사용하였다. 균형 선회(coordinated turn)를 하기 위해 식 (20)과 같이 러더각 입력을 정하여 yaw각을 제어하였다.

$$\delta_r = 10 \left( \frac{g}{V t_{trim}} \sin \phi - r \right) \quad (20)$$

## IV. 시뮬레이션

본 논문에서는 [9]의 전익형 무인기를 대상 비행체로 하여 시뮬레이션을 수행하였다. [9]에서 풍동시험을 수행한 날개손상 시나리오는 질량관성모멘트 기준으로 오른쪽 주익의 22%와 60%의 손상이므로, 본 시뮬레이션 역시 두 가지의 경우만을 가지고 시뮬레이션을 수행하였다. Fig. 4은 시뮬레이션에 사용된 전익형 무인기이다. 식 (1)의 6자유도 비행 운동방정식의 선형화를 위한 트림조건을 Table 1에 나타내었다. 시뮬레이션은 무인항공기가 트림상태에서 비행하는 도중 1초 때 갑자기 오른쪽 주익의 손상이 일어나는 경우에 대해 수행하였다. 이 때, 날개 손상에 의한 충격력은 존재하지 않는다고 가정하였다. Table 2에 선형제어기 및 신경회로망에 들어가는 게인들을 나타내었다.



Fig. 4. Flying-Wing type UAV model

Table 1. Trim conditions

Variable		Value	
Actuator	Throttle( $\delta_t$ )	0.52%	
	Elevator( $\delta_e$ )	-2.47(deg)	
	Aileron( $\delta_a$ )	0(deg)	
	Rudder( $\delta_r$ )	0(deg)	
State	Vt	30(m/s)	
	alpha( $\alpha$ )	-0.58(deg)	
	beta( $\beta$ )	0(deg)	
	Angular velocity	$p$	0(deg/s)
		$q$	0(deg/s)
		$r$	0(deg/s)
	Euler Angle	$\phi$	0(deg)
		$\theta$	-0.58(deg)
$\psi$		0(deg)	
Altitude		100(m)	

Table 2. Control gains and adaptation gains

	Roll( $\phi$ )	Pitch( $\theta$ )
$k_p$	125	25
$k_d$	24	8
$\Gamma_V$	1	1
$\Gamma_W$	5	7
<b>activation potential</b> $n$	[1 4 8 16 32]	[1 4 8 16 32]
$\lambda$	0.01	0.5
$Q$	$\begin{bmatrix} 9 \times 10^3 & 0 \\ 0 & 1 \times 10^2 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 7 \times 10^2 & 0 \\ 0 & 1 \times 10^1 \end{bmatrix}$

시간응답곡선은 역변환제어기만 사용하는 경우와 신경회로망 적응제어기까지 함께 사용하는 경우를 비교하였다. 엘리베이터, 에일러론, 러더의 최대값은  $\pm 30^\circ$ 이며, 시정수는 0.01이다.

#### 4.1 오른쪽 주익 22% 손상

Figure 5, 6, 7은 각각 22% 오른쪽 주익 손상 시 오일러 각, 각속도 그리고 제어입력이다. 22% 오른쪽 주익 손상 시, 역변환 제어기만을 사용하는 경우보다 신경회로망 적응제어기를 추가한 것이 더 좋은 제어성능을 나타낸다. 롤 각과 피치 각 모두  $1^\circ$  내의 오차를 가진다.

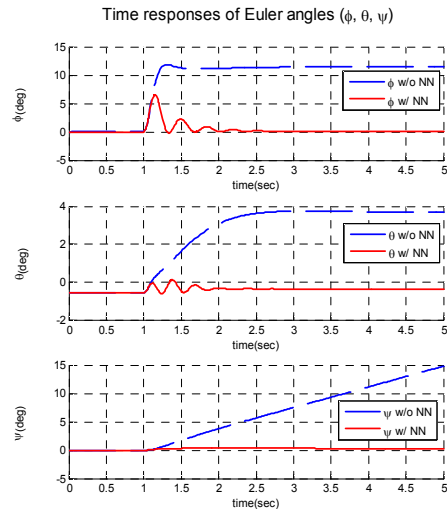


Fig. 5. Time responses of Euler angles with 22% right wing damage

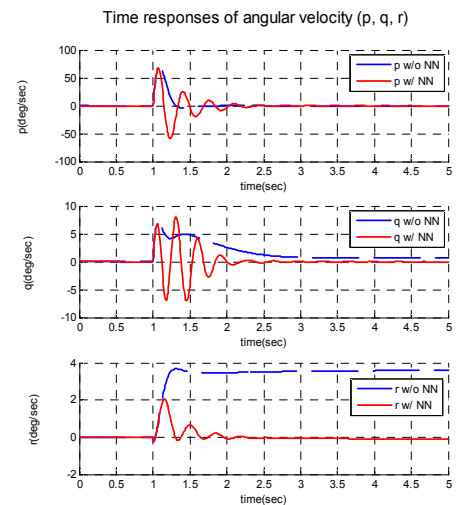


Fig. 6. Time responses of angular velocity with 22% right wing damage

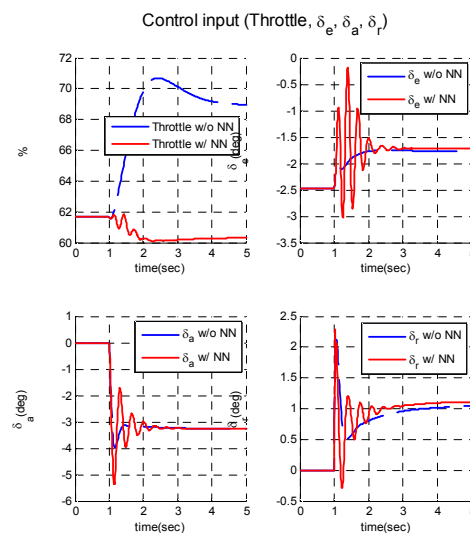


Fig. 7. Time responses of control input with 22% right wing damage

### 4.2 오른쪽 주익 60% 손상

Figure 8, 9, 10은 각각 60% 오른쪽 주익 손상 시 오일러 각, 각속도 그리고 제어입력이다. 60% 오른쪽 주익 손상 시, 22% 오른쪽 주익 손상에 비하여 정상상태오차 및 오버슈트가 크게 나타나지만 이 역시 신경회로망 적응제어기를 통해 안정적인 제어가 가능함을 알 수 있다. Fig. 9에서 롤 각과 피치 각의 첫 번째 오버슈트는 각각 약  $25^\circ$ 와  $7^\circ$ 이며, 정상상태오차는 모두 약  $1^\circ$  정도이다. 22% 손상과 비교해 보았을 때, 항공기의 손상정도가 커질수록 신경회로망의 역할이 더욱 커짐을 알 수 있다.

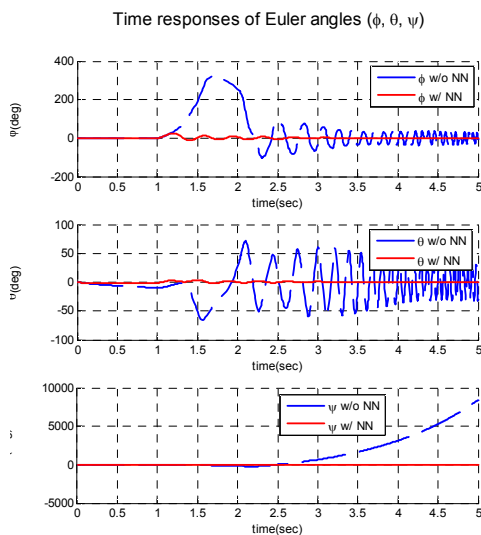


Fig. 8. Time responses of Euler angles with 60% right wing damage

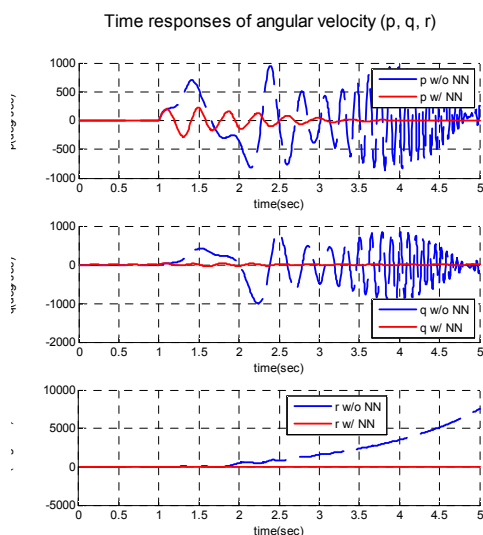


Fig. 9. Time responses of angular velocity with 60% right wing damage

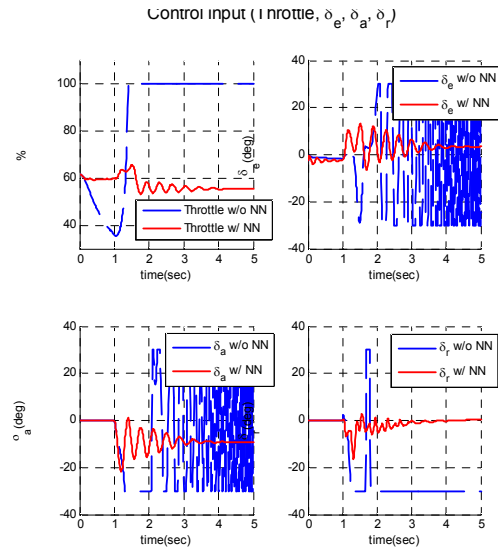


Fig. 10. Time responses of control input with 60% right wing damage

## V. 결론

외형 손상에 강건한 제어기법으로 역변환 제어기에 신경회로망 적응제어기를 접합한 제어기법을 제시하였다. 구동기의 특성에 의한 제어기의 성능저하를 막기 위해 PCH를 추가적으로 사용하였다. 오른쪽 주익이 손상된 전익형 무인기를 대상비행체로 하였으며, 비대칭 비행 운동방정식을 제어기 설계 및 시뮬레이션 구현에 사용하였다. 시뮬레이션 결과를 통해 제안된 제어기법이 외형손상에 대하여 안정적인 제어성능을 보장함을 보였다.

## 후 기

이 논문은 2012년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(No. 2012R1A1A2008683)

## References

- 1) Barton J. Bacon and Irene M. Gregory, "General Equations of Motion for a Damaged Asymmetric Aircraft," *Proceedings of 2007 AIAA GNC Conference*, No. AIAA-2007-6306, Hilton Head, SC, August 2007.
- 2) A. J. Calise, N. Hovakimyan, M. Idan, "Adaptive output feedback control of nonlinear

systems using neural networks," *Automatica*, Vol.37, No.8, 2001, pp. 1201-1211.

3) B.S. Kim. and A. J. Calise, "Nonlinear Flight Control Using Neural Networks," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol.20, No.1, 1997, pp. 26-33.

4) Corey Ippolito and Yoo-Hsiu Yeh, John Kaneshige, "Neural Adaptive Flight Control Testing on an Unmanned Experimental Aerial Vehicle," *Proceedings of 2007 Aerospace Conference and Exhibit*, AIAA-2007-2827, 2007.

5) Liu, Y., and Tao, G., "Multivariable MRAC for Aircraft with Abrupt Damages," *Proceedings of 2008 American Control Conference*, Inst. of Electrical and Electronics Engineers, Piscataway, NJ, June 2008, pp. 2981-2986.

6) Nhan Nguyen, Kalmanje Krishnakumar, John Kaneshige, Pascal Nespeca, "Dynamics and Adaptive Control for Stability Recovery of Damaged Asymmetric Aircraft," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, AIAA-2006-6049.

7) A. J. Calise, Seungjae Lee, and Manu

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

8) Jongmin Ahn, Kijoon Kim, Jinyoung Suk, "Study of Damaged Asymmetric Aircraft's Flight Dynamics Characteristics," *Proceedings 2011 of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2011, pp. 459-462.

9) Kijoon Kim, Jong-min Ahn, Jae-Ha Lee, Jong Su Choi, Heungsik Lim, Ki-Bong Huh, Jinyoung Suk, "Flight Dynamic Characteristics of a Flying-Wing Type UAV with Wing Damage," *Proceedings 2012 of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2012, pp. 394-399.

10) Nelson, R.C., "Flight stability and automatic control", McGraw Hill 2<sup>nd</sup> edition, 1998.

11) Nakwan Kim, Eung Tai Kim, Jangho Lee, "Development of a Reconfigurable Flight Controller Using Neural Networks and PCH", *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Vol.13, No.5, pp.422-428