

# 신경망 학습을 이용한 2축 ARM 헬리콥터의 중심이동 조향법

## Shift Steering Control of 2-axis ARM Helicopter based on a Neural Network

배 현 수, 김 병 철, 이 석 규\*  
(Hyun-Soo Bae<sup>1</sup>, Byung-Chul Kim<sup>2</sup>, and Suk-Gyu Lee<sup>1,\*</sup>)

<sup>1</sup>Department of Electrical Engineering, Yeungnam University

<sup>2</sup>Department of Robotics Engineering, Yeungnam University

**Abstract:** This paper proposes a helicopter direction adjustment system using barycenter shift. Most conventional methods for direction adjustment of uniaxial helicopters rely on the angle of inclination of the main rotor. However, the inherent burden of the bearing of the main rotor and serious abrasion of the helicopter using the above methods may result in loss of balance. To decrease abrasion and enhance the barycenter stability, the proposed method was used to shift the barycenter of the helicopter instead of the main rotor for direction adjustment. We set a biaxial ARM on a uniaxial helicopter to adjust the direction of ARM pointing as well as to realize stable direction control when the helicopter loses its balance. The method may enhance the landing safety of helicopters in emergencies. Uniaxial helicopters can be controlled under any environment by adjusting the motor parameters of the ARM which is dependent on the center of mass using neural network. The experiment results show that the helicopter can return to the starting position quickly under the external disturbance.

**Keywords:** helicopter steering, neural network, movement of balance, 2-axis ARM

### I. 서론

헬리콥터는 공간적 제약이 적고 기동성이 좋은 장점 때문에 활용 가능한 범위가 넓어 수요가 꾸준히 증가하고 있다. 이에 따라 헬리콥터의 기술개발도 꾸준히 발전되고 있지만, 헬리콥터의 특수한 성질에 따라 다양한 변수가 비행요구조건(Flying Quality)을 구성하기 때문에 운용이 쉽지 않은 점이 있다. 비행요구조건은 조종사의 안전이나 비행 등을 고려하여 구성되므로 조종사의 조종환경과 가장 밀접한 관계를 나타내는 지표라 할 수 있다. 또한 조종사의 특성을 기반으로 구성되기 때문에 헬리콥터의 특성, 임무의 성격, 비행조건 등에 따라 이러한 비행요구조건이 달라질 수 밖에 없다. 특히 화재진압, 산불감시, 수색 및 구조 활동, 응급환자이송 등 민수헬리콥터 및 소방헬리콥터의 경우 각종 재난 임무를 수행하는데 있어 정상적인 착륙지가 아닌 비정상적인 조건하에서 이착륙 및 제자리 비행을 수행해야 한다. 또한 임무의 특성상 야간에도 운용이 필요한 악조건에서의 저고도 및 접근 임무는 헬리콥터 주위의 시야 확보에 큰 어려움이 있다[1].

민수헬리콥터의 재난 임무 수행은 고정익 항공기가 가질 수 없는 중요한 능력이지만 임무 특성상 사고의 위험성이 높은 편이다. 따라서 헬리콥터의 사고를 최소화하기 위한 여러 가지 방안이 국내외에서 연구되고 있다.

기존의 단축헬리콥터는 메인로터의 블레이드를 통하여 발생하는 양력을 통해 공중에 부양하고 메인로터의 블레이드를 제어함으로써 조향하고 있다. 그러나 이러한 조향법은 블레이드가 고속으로 회전하면서 발생하는 유속의 흐름에 따라 발생하는 힘을 이용하기 때문에, 외부에서 발생하는 바람 혹은 헬리콥터 내부의 상황에 따라 헬리콥터의 중심이 쏠리는 경우에 기민하게 반응하지 못하여 헬리콥터의 정상적인 제어가 불가능한 경우가 발생할 수 있는 단점이 있다[2,3]. 이러한 문제점을 해결하기 위하여, 헬리콥터는 외부의 환경이나 내부의 상태 변화에 강인한 제어가 필요하다[4,5]. 이에 따라 현재 사용되고 있는 헬리콥터의 메인로터에 부착되어 있는 블레이드의 기울기를 조절하여 조향하는 방법보다 헬리콥터에 2축 ARM을 부착하여 헬리콥터의 무게중심을 이동시켜[6] 헬리콥터가 이러한 환경에서라도 더욱 안정적인 범위 내에서 비행 가능하도록 하는 방법이 유효하다[7]. 유체의 힘으로만 비행을 하는 헬리콥터의 경우에는 헬리콥터가 무게 중심을 잃어 버리면 추락할 위험이 커지는데 이러한 위험을 최소한으로 줄이기 위해서 헬리콥터에 2축 ARM을 부착하여 헬리콥터를 제어해 더욱 안정적이고 기민하게 헬리콥터의 무게중심을 잡아주었다[8,9].

본 논문에서는 단축헬리콥터의 단점인 무게중심이동이 기민하지 못하여 외력이 강할 경우 안정적인 비행이 되지 않는 단점을 보완하기 위해 기민한 중심이동이 가능한 시스템을 제안하여 어떠한 환경에서라도 헬리콥터의 비행이 가능하도록 하였다[10].

### II. 신경망제어를 이용한 헬리콥터 중심이동

#### 1. 기존의 헬리콥터의 제어방법

기존의 헬리콥터는 메인로터의 기울기를 이용하여 조향하

\* Corresponding Author

Manuscript received February 23, 2015 / revised May 10, 2015 / accepted May 21, 2015

배현수, 이석규: 영남대학교 전기공학과

(bhs8017@naver.com/sglee@ynu.ac.kr)

김병철: 영남대학교 로봇공학과(chul0427@daum.net)

\* 본 연구는 산업통상자원부와 한국산업기술진흥원의 로봇산업 클러스터조성 사업으로 수행된 연구결과임.

며, 이러한 헬리콥터 메인로터의 운동은 운동량 이론으로 정의가 되는데 운동량 이론은 로터의 회전면을 두께가 영이고 등근 실제 원판으로 가정하고 원판을 통한 공기의 가속과 압력의 차이를 설명하는 이론이다. 강제로 가정한 헬리콥터의 병진 운동 및 회전운동에 관해서는 식 (1)-(3)으로 유도된다[11].

$$w_{blade} = w_r + \frac{2}{3} \cdot \Omega_{MR} R \cdot \left( \theta_{coll} + \frac{3}{4} \cdot \theta_{twist} \right) \quad (1)$$

$$T_{MR} = (w_{blade} - v_i) \cdot \frac{P \Omega_{MR} R^2 abc}{4} \quad (2)$$

$$V^2 = \sqrt{\left( \frac{v_i^2}{2} \right)^2 + \left( \frac{T_{MR}}{2\rho A} \right)^2} - \frac{v_i^2}{2} \quad (3)$$

$T_{MR}$ 은 메인로터의 추력,  $w_{blade}$ 는 메인로터 블레이드의 평균속도,  $v_i$ 는 메인로터의 속도,  $P$ 는 파워,  $\Omega$ 는 로테이션 속도,  $R$ 은 블레이드 반지름,  $a$  양력이 발생하는 곡선기울기,  $b$ 는 블레이드의 개수,  $c$ 는 블레이드의 길이,  $V$ 는 속도와 대기의 관계식이다.

$\sin(\alpha) = \alpha$ ,  $\cos(\alpha) = 1$ 로 가정을 한다면 결국 블레이드의 속도는  $\theta_{coll}, \theta_{twist}$ 로 계산이 되며 추력 또한 블레이드의 속도로 구하여 헬리콥터의 메인로터에서 발생하는 전체 힘을 계산할 수 있다.

$$\dot{\phi} = p + (q \cdot \sin\phi + r \cdot \cos\phi) \cdot \tan\theta \quad (4)$$

$$\dot{\theta} = q \cdot \cos\phi - r \cdot \sin\phi \quad (5)$$

$$\dot{\psi} = (q \cdot \sin\phi + r \cdot \cos\phi) \cdot \tan\theta \quad (6)$$

$z, y, x$ 축에 대한 회전을  $\phi, \theta, \psi$ 를 따라 차례로 변환하면 식 (5)-(7)과 같은 각속도에 관한 성분들로 유도된다. 식 (2)에서 구한 메인로터의 추력을 구하여 메인로터가 어느 정도의 각도로 기울어져서 각 축에 대한 속도로 이동하는지 계산하여 헬리콥터에서 발생하는 힘을 구한다.

## 2. 제안하는 헬리콥터의 제어방법

식 (1)-(6)에서 헬리콥터가 더욱더 기민하게 중심을 이동하기 위해서 헬리콥터에 2축 ARM을 부착하여 헬리콥터의 무게중심을 이동 할 수 있도록 하여 어떤 상황에서든지 헬리콥터의 무게중심이 안정적으로 유지되도록 한다. 헬리콥터의 회전 및 병진운동은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$X = m \cdot (\dot{u} - rv + gw) \quad (7)$$

$$Y = m \cdot (\dot{v} - pw + ru) \quad (8)$$

$$Z = m \cdot (\dot{w} - gu + pv) \quad (9)$$

$$L = I_{xx} \cdot \dot{p} - (I_{yy} - I_{zz}) \cdot gr - I_{xz} \cdot (pg + \dot{p}) \quad (10)$$

$$M = I_{yy} \cdot \dot{q} - (I_{zz} - I_{xx}) \cdot rp - I_{xz} \cdot (p^2 - r^2) \quad (11)$$

$$N = I_{zz} \cdot \dot{r} - (I_{xx} - I_{yy}) \cdot pg - I_{xz} \cdot (\dot{p} + rg) \quad (12)$$

여기서  $m$ 은 무게 중심,  $g$ 는 중력 가속도,  $u, v, w, p, q, r$ 는 외력 속도,  $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$ 는 각축의 관성 모멘트,  $I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}$ 는 각 평면에 대한 관성 모멘트를 각각 나타내고 있다.

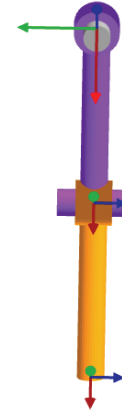


그림 1. 2축ARM의 시뮬레이션.

Fig. 1. 2 Axis ARM Simulation.

그림 1은 헬리콥터에 부착되는 2축 ARM의 시뮬레이션으로 위의 부분이 x축으로 움직이는 부분이고 밑에 부분이 y축으로 움직이는 부분이다. 무게중심을 이동하기 위한 2축 ARM에는 서보 모터를 이용하여 헬리콥터의 기울기에 따라 모터의 각도를 제어하여 항상 헬리콥터의 무게중심이 헬리콥터가 비행할 수 있는 안정범위 내에 있도록 하였다. 기존의 헬리콥터의 기구학 수식은 식(13)과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta \sin\phi & \tan\theta \cos\phi \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \frac{\sin\phi}{\cos\theta} & \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_B \\ q_B \\ r_B \end{bmatrix} \quad (13)$$

헬리콥터 2축 ARM은 기구학으로 해석이 가능하며 헬리콥터를 선형적으로 표현하면 Pitch 자세값을  $\theta$ 라 하면

$$\theta = \theta_0 + \Delta\theta \quad (14)$$

로 유도할 수 있으며 X축의 헬리콥터 기체는

$$X = X_0 + \Delta X \quad (15)$$

$$\Delta X = X_u \Delta u + X_w \Delta w + X_q \Delta q + x_{0c} \Delta \theta_c + X_{\theta_{1s}} \Delta \theta_{1s} \quad (16)$$

$$X_u = \frac{\partial X}{\partial u} \cong \frac{X(u_0 + \Delta u) - X(u_0)}{\Delta u} \quad (17)$$

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (18)$$

$$x^T = [u, w, q, \theta, v, p, r, \phi], u^T = [\theta_c, \theta_{1s}, \theta_{1c}, \theta_{ctr}]$$

식 (15)-(18)을 구해야 하는데 이 때 파라미터 A와 B는 식 (19)-(24)로 구할 수 있다.

$$A = \begin{bmatrix} A_{long} & A_{long}^{lat} \\ A_{lat}^{long} & A_{lat} \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$A_{long} = \begin{bmatrix} \frac{X_u}{m} & \frac{X_w}{m} & \frac{X_q}{m} - W_0 & -g \cos\theta_0 \\ \frac{Z_u}{m} & \frac{Z_w}{m} & \frac{Z_q}{m} + U_0 & -g \cos\phi_0 \sin\theta_0 \\ \frac{M_u}{I_{yy}} & \frac{M_w}{I_{yy}} & \frac{M_q}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \cos\phi_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$A_{longlat} = \begin{bmatrix} \frac{X_y}{m} & \frac{X_p}{m} & \frac{X_r}{m} + V_0 & 0 \\ \frac{Z_y}{m} & \frac{Z_p}{m} - V_0 & \frac{Z_r}{m} & -g \sin \phi_0 \cos \theta_0 \\ \frac{M_y}{I_{yy}} & \frac{M_p}{I_{yy}} & \frac{M_r}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & -\sin \phi_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$A_{latlong} = \begin{bmatrix} \frac{Y_u}{m} & \frac{Y_w}{m} & \frac{Y_q}{m} & -g \sin \phi_0 \sin \theta_0 \\ \frac{I_{zz}L_u + I_{xz}N_u}{r} & \frac{I_{zz}L_w + I_{xz}N_w}{r} & \frac{I_{zz}L_q + I_{xz}N_q}{r} & 0 \\ \frac{I_{xz}L_u + I_{xx}N_u}{r} & \frac{I_{xz}L_w + I_{xx}N_w}{r} & \frac{I_{xz}L_q + I_{xx}N_q}{r} & 0 \\ 0 & 0 & \sin \phi_0 \tan \theta_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$A_{lat} = \begin{bmatrix} \frac{Y_v}{m} & \frac{Y_p}{m} + W_0 & \frac{Y_r}{m} - U_0 & g \cos \phi_0 \cos \theta_0 \\ \frac{I_{zz}L_v + I_{xz}N_v}{r} & \frac{I_{zz}L_p + I_{xz}N_p}{r} & \frac{I_{zz}L_r + I_{xz}N_r}{r} & 0 \\ \frac{I_{xz}L_v + I_{xx}N_v}{r} & \frac{I_{xz}L_p + I_{xx}N_p}{r} & \frac{I_{xz}L_r + I_{xx}N_r}{r} & 0 \\ 0 & 0 & \cos \phi_0 \tan \theta_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{X_{\theta_c}}{m} & \frac{X_{\theta_{1s}}}{m} & \frac{X_{\theta_{1c}}}{m} & \frac{X_{\theta_{ctr}}}{m} \\ \frac{Z_{\theta_c}}{m} & \frac{Z_{\theta_{1s}}}{m} & \frac{Z_{\theta_{1c}}}{m} & \frac{Z_{\theta_{ctr}}}{m} \\ \frac{M_{\theta_c}}{I_{yy}} & \frac{M_{\theta_{1s}}}{I_{yy}} & \frac{M_{\theta_{1c}}}{I_{yy}} & \frac{M_{\theta_{ctr}}}{I_{yy}} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{Y_{\theta_c}}{m} & \frac{Y_{\theta_{1s}}}{m} & \frac{Y_{\theta_{1c}}}{m} & \frac{Y_{\theta_{ctr}}}{m} \\ \frac{I_{xz}L_{\theta_c} + I_{xz}M_{\theta_c}}{r} & \frac{I_{xz}L_{\theta_{1s}} + I_{xz}M_{\theta_{1s}}}{r} & \frac{I_{xz}L_{\theta_{1c}} + I_{xz}M_{\theta_{1c}}}{r} & \frac{I_{xz}L_{\theta_{ctr}} + I_{xz}N_{\theta_{ctr}}}{r} \\ \frac{I_{xz}L_{\theta_c} + I_{xx}M_{\theta_c}}{r} & \frac{I_{xz}L_{\theta_{1s}} + I_{xx}M_{\theta_{1s}}}{r} & \frac{I_{xz}L_{\theta_{1c}} + I_{xx}M_{\theta_{1c}}}{r} & \frac{I_{xz}L_{\theta_{ctr}} + I_{xx}N_{\theta_{ctr}}}{r} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (24)$$

$A_{long}$  은 x축 기체의 길이,  $A_{lat}$  은 x축의 기울어진 각도를 나타낸다. 식 (17-24)를 이용하여 외력에 의해 변화하는 X축의 헬리콥터 기체의 선형적인 변화를 계산할 수 있다. 이와 같은 방법으로 Y축과 Z축을 모두 계산하여 모든 축에 대해 헬리콥터의 선형적인 변화량을 계산할 수 있다.

$$H_{CoG} = \begin{bmatrix} C_1 & -S_1 & 0 & a_1 C_1 \\ S_1 & C_1 & 0 & a_1 S_1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_2 & -S_2 & 0 & a_2 C_2 \\ S_2 & C_2 & 0 & a_2 S_2 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{12} - S_{12} & -(C_1 S_2 + S_1 C_2) & 0 & a_2 C_{12} - a_2 S_{12} + a_1 C_1 \\ S_1 C_2 + C_1 S_2 & -S_{12} + C_{12} & 0 & a_2 S_1 C_2 - a_2 C_1 S_2 + a_1 S_1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (25)$$

ARM을 이용하여 헬리콥터가 방향이동을 위해 조향을 해야 하는 경우에는 무게중심의 방향을 이동하기 위한 방향으로 이동시켜 주었다. 헬리콥터가 안정적인 무게중심을 유지하기 위해서 서보 모터를 어느 각도로 얼마나 움직여 주어야 하는지를 계산하여 2개의 모터의 각도를 계산하여 그 값으로 모터를 움직여 헬리콥터의 무게중심을 유지하는 알고리즘을 설계하였다[12].

표 1. 헬리콥터의 기울어짐 학습값.

Table 1. Learning the value of the helicopter tilt.

	X축 기울어짐(deg)	Y축 기울어짐(deg)
1	20	0
2	0	20
3	20	20
4	30	30

표 2. 헬리콥터의 기울어짐에 따른 ARM 학습값.

Table 2. ARM learning value in accordance with the tilt of the helicopter.

	ARM X축 각도(deg)	ARM Y축 각도(deg)
1	-5	0
2	0	-5
3	-12	-12
4	-20	-20

헬리콥터가 Hovering이 가장 중요하며, 실시간으로 발생하는 외부저항은 계속해서 헬리콥터의 기울어짐을 계산하여 모터값을 신경망회로의 입력으로 이용하여 학습시킨다[13-15].

$$\Delta_p w_{ji} = \eta(t_{pj} - o_{pj})i_{pi} = \eta \delta_{pj} i_{pi} \quad (26)$$

식 (26)에서 입력 i에 대해 w의 유닛 강도 변화량을 나타내는 식에서 목표출력 패턴 t와 실제출력 패턴의 차를 이용하여 계산한다.

신경망회로는 학습시키는 표준데이터를 통해 실시간으로 입력되는 데이터들과 표준데이터들 간의 관계를 비교하여 하나의 표준 데이터 값만 결과로 가지지 않고 복수의 표준데이터를 종합하여 결과를 도출을 할 수 있다.

실시간으로 학습을 시키는 데이터를 이용하여 미세하게 변화하는 외란에 의해 모터들이 더욱 기민하게 무게중심을 변화시켜 헬리콥터의 Hovering이 안정적이게 해준다[16].

헬리콥터를 이동시키기 위해서 무게중심을 이동시키면 헬리콥터가 비행하기 위한 중심을 잃어 버릴 수도 있다. 이에 따라 헬리콥터가 안정적인 범위내에서 비행하기 위해서 상황에 맞는 무게중심 범위를 정해서 그 범위를 넘어가지 않도록 모터를 동시에 제어를 해주어야 한다

### III. 시뮬레이션

위에서 정리한 수식을 이용하여 MATLAB에서 기존의 헬리콥터 조향법과 제안하는 헬리콥터의 조향법을 시뮬레이션을 통하여 비교하였다. 헬리콥터 파라미터는 500급 RC헬리콥터(주로터680mm, 꼬리 블레이드 130mm, 길이 650mm, 폭 115mm, 높이 230mm, 무게 670g)의 파라미터를 이용하여 시뮬레이션 하였으며 X축과 Y축에 일정하게 외력을 주어 헬리콥터가 외력에 의하여 헬리콥터가 중심을 잡으면서 기존의 좌표에서 벗어났다가 다시 최초의 위치로 돌아오도록 하였다.

그림 2의 메인 로터 시뮬레이션 결과를 보면 기존의 헬리콥터 조향법과 제안하는 헬리콥터의 시뮬레이션 값에서 큰 차이점은 확인 할 수 있는데 헬리콥터가 자세제어나 조향을 위해 기울기가 바뀌지만 제안하는 헬리콥터에서는 메인 로터의 값은 항상 고정되어 있는 것을 볼 수 있다.

제안하는 헬리콥터에 부착되어 있는 2축 ARM이 메인로터

대신 움직여 헬리콥터의 중심을 잡으면서 조향도 가능하다는 것을 알 수 있다.

그림 4에서 피치와 롤값을 비교하면 헬리콥터의 중심을 잡아가는 과정이 상이하다는 것을 확인 할 수 있다.

그림 24의 시뮬레이션 결과를 보면 메인로터의 값에 해당하는 MR의 그래프는 기존의 헬리콥터는 외력에 의하여 메인로터가 기울어지면서 중심을 잡고 최초의 위치로 복귀를 하는 것을 볼 수 있으며 제안하는 헬리콥터 시스템에서는 메인로터의 기울기는 고정된 상태에서 헬리콥터에 부착되어 있는 2축 ARM에 의하여 헬리콥터의 조향과 중심이동이 결정 되는 것을 알 수 있다. 시뮬레이션에서 확인된 두 시스템에서의 가장 큰 특징은 Pitch와 Roll 값으로 알 수 있으며 외력에 의해 헬리콥터가 최초 위치에서 벗어났다가 다시 복귀

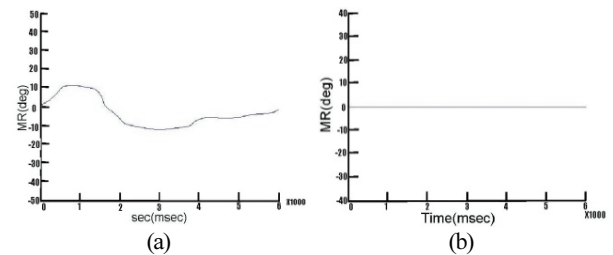


그림 2. (a) 기존의 헬리콥터, (b)제안하는 헬리콥터의 Main Rotor 시뮬레이션.

Fig. 2. Main rotor simulation (a) Existing helicopter, (b) propose helicopter.

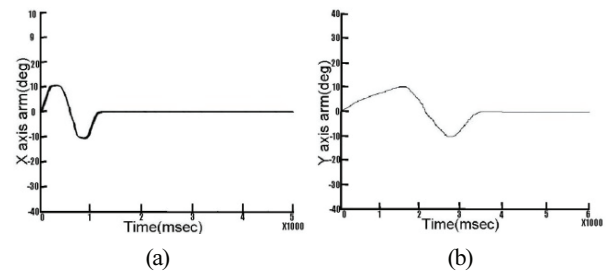


그림 3. (a)제안하는 헬리콥터의 X axis ARM, (b)Y axis ARM.

Fig. 3. (a) X axis ARM, (b)Y axis ARM of the proposed helicopter.

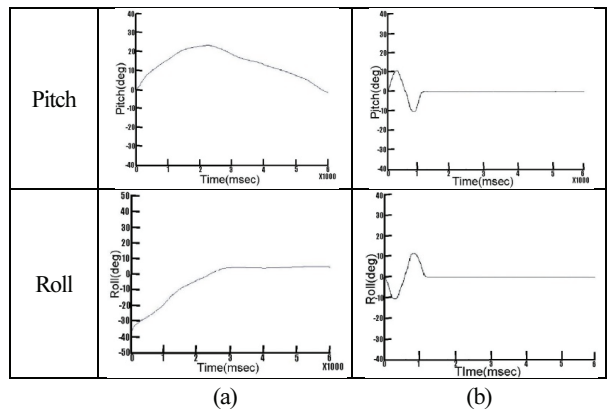


그림 4. (a) 기존의 헬리콥터, (b) 제안하는 헬리콥터 시뮬레이션.

Fig. 4. Simulation results (a) Existing helicopter, (b) the proposed helicopter.

하는 데에도 큰 차이를 볼 수 있다. 기존의 헬리콥터 시스템에서는 헬리콥터가 최초의 위치에서 안정적인 중심을 잡을 때까지 벗어났다가 최초의 위치로 이동을 하는 것을 알 수 있고 제안하는 헬리콥터 시스템은 최대한 최초의 위치에서 벗어나지 않으면서 중심을 잡는 것을 볼 수 있다. 하지만 제안하는 헬리콥터 시스템은 기존의 헬리콥터 시스템보다 빠른 시간에 최초의 위치로 복귀를 하지만 헬리콥터가 이동을 하는 동안 폭을 크게 움직이는 것을 알 수 있다.

IV. 실험

중심이동을 이용한 헬리콥터 조향법을 검증하기 위하여 500급 RC헬리콥터로 시뮬레이션과 동일한 파라미터를 가지는 헬리콥터를 이용하여 실험을 하였다.

중심이동을 하기 위한 ARM에는 Dynamixel ax-12를 이용하여 제작하였으며 헬리콥터는 외부 환경의 영향을 받지 않는 실내에서 안정적인 호버링을 하고 있는 상태에서 진행하였다. 헬리콥터의 좌표는 건물 내부에 글로벌 카메라를 이용하여 헬리콥터 좌표를 추적하였다.

표 3은 동일한 환경에서 다른 외부 저항을 각각 기존의 단축헬리콥터와 중심이동을 이용한 헬리콥터에 대해서 총 10 번의 실험 결과를 나타낸 것이다. 평균 시간은 초기 위치에서 외부 환경에 의해 바뀌어진 위치로 이동된 헬리콥터가 다시 초기 위치로 돌아오는데 까지 걸린 시간인데 기존의 단축 헬리콥터가 평균 11초가 소요된 것과 비교해 중심이동을 이용한 헬리콥터는 평균 9.5초가 소요되었으며, 중심이동을 이용한 헬리콥터가 기존의 헬리콥터 제어방법보다 빨리 초기 위치로 복귀하는 것을 볼 수 있다.

그림 6의 그래프에서 시뮬레이션 값과 실험값을 비교해보면 두 가지의 패턴이 비슷한 파형으로 나타나는 것을 알 수 있는데 파형의 횡수나 크기만 다르고 형태가 동일하게 나타



그림 5. 2축ARM을 부착한 단축 헬리콥터.

Fig. 5. The uniaxial helicopter with a biaxial ARM.

표 3. 10회 평균 헬리콥터 조향값 비교.

Table 3. Comparison of the average helicopter steering value (10 times).

	기존 헬리콥터	제안 헬리콥터
평균 시간	11(sec)	9.5(sec)
X축 최댓값	39(mm)	24(mm)
Y축 최댓값	22(mm)	17(mm)
Z축 최댓값	32(cm)	30(cm)

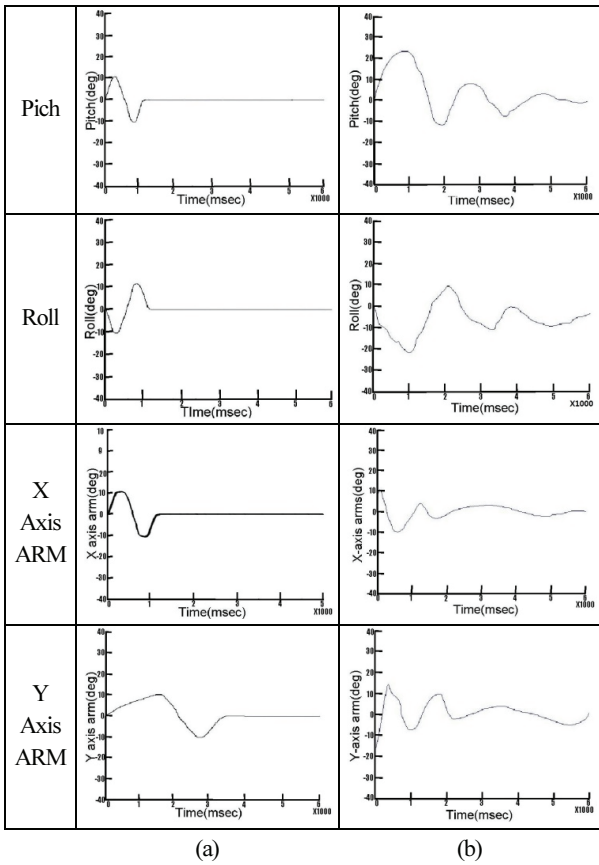


그림 6. (a) 시뮬레이션, (b) 실험값.  
Fig. 6. (a) simulation result, (b) experiment result.

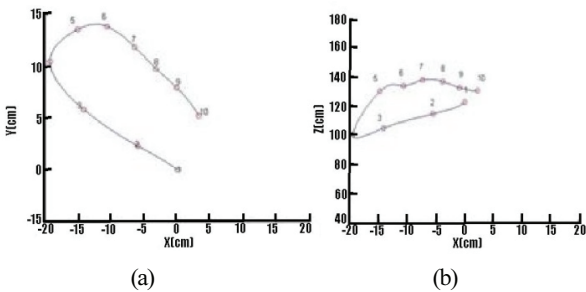


그림 7. 기존의 조항 방법의 (a) X-Y축 변화, (b) X-Z축 변화.  
Fig. 7. (a) X-Y axis change, (b) X-Z axis change of the conventional helicopter steering method.

나는 것을 알 수 있다. 시뮬레이션과 실제 실험값의 차이는 시뮬레이션에서는 한번 만에 헬리콥터의 중심을 잡고 목표점으로 이동을 하는 것이다. 실험의 결과는 약 3-4번의 ARM의 이동으로 헬리콥터가 중심을 잡고 목표점으로 이동을 하는 것을 알 수 있다.

그림 7은 기존의 헬리콥터는 외란에 의해 헬리콥터가 초기 위치를 벗어나면 헬리콥터가 중심을 잡는 시간동안 목표점에서 계속해서 벗어나다 중심을 잡은 후에 초기 위치로 복귀하는 것을 볼 수 있으며 그림 8의 제안하는 헬리콥터는 외란에 의해 헬리콥터가 초기 위치에서 벗어나는 순간 중심을 계속해서 잡아 초기위치에서 크게 벗어나는 양을 볼 수 있다. 또한 외란에 의해 헬리콥터가 기존의 위치에서 벗어나

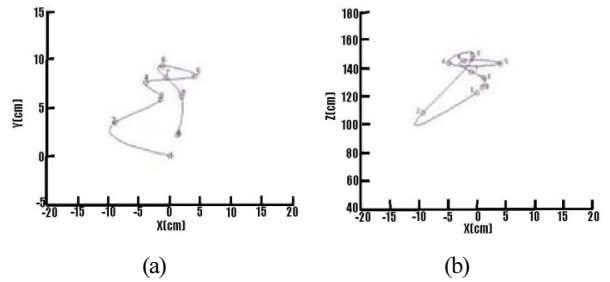


그림 8. 제안하는 조항방법의 (a) X-Y축 변화, (b) X-Z축 변화.  
Fig. 8. (a) X-Y axis change, (b) X-Z axis change of the proposed method.

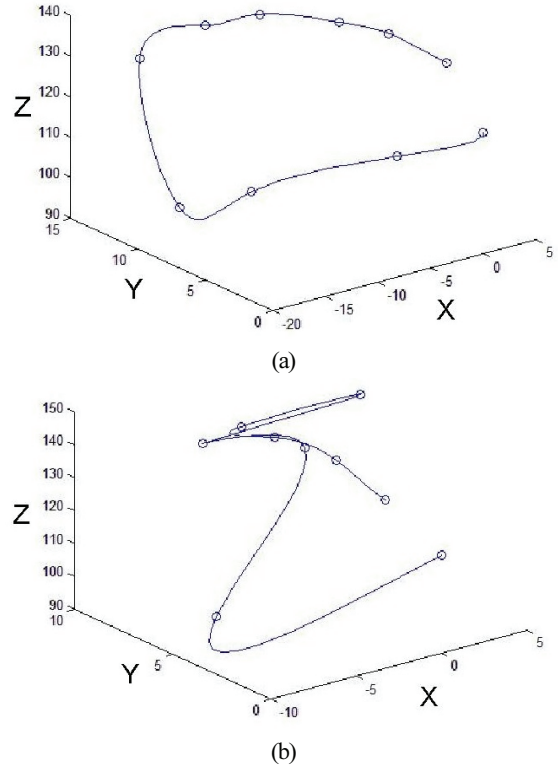


그림 9. (a) 기존의 헬리콥터 조항 방법의 XYZ축 외력에 의한 좌표이동, (b) 제안하는 헬리콥터 조항 방법의 XYZ축 외력에 의한 좌표이동.  
Fig. 9. (a) XYZ axis coordinated movement by the external force of conventional helicopter steering method, (b) XYZ axis coordinated movement by the external force of the proposed helicopter steering method.

게 되는데 10번의 실험 중 X축 원점에서 X축으로 가장 많이 벗어난 값이 X축 최대값이고 마찬가지로 Y축으로 벗어난 최대값이 Y축 최대값 Z축으로 벗어난 최대값이 Z축 최대값이다. 표 3에서 보듯이 기존의 헬리콥터 조항 방법보다 중심이동을 이용한 조항 방법이 외부 외란에 더 강인하게 대처하는 것을 볼 수 있다.

그림 10은 시간에 따른 2축 ARM의 변화에 따라 헬리콥터의 변화를 보여주고 있으며, 헬리콥터가 기울어 짐에 따라서 2축 ARM이 이동하여 헬리콥터의 중심을 잡아주는 것을 알 수 있다.

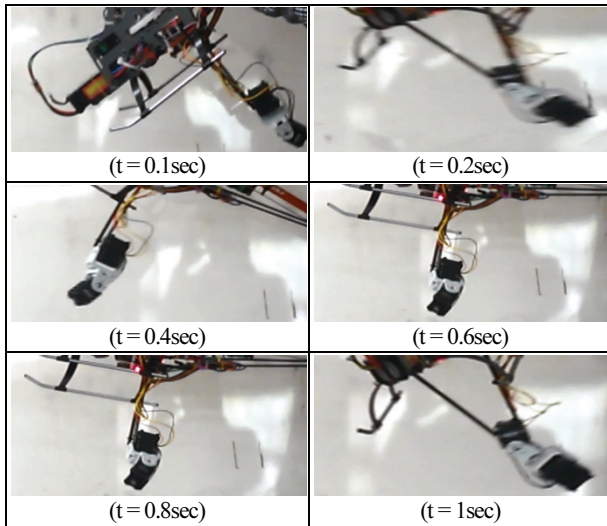


그림. 10. 제안하는 헬리콥터의 2축 ARM의 시간별 이동.  
 Fig. 10. Movement of two axis of the proposed helicopter.

**V. 결론**

기존의 헬리콥터와 중심이동을 이용한 헬리콥터의 실험값의 가장 큰 차이점은 외부 저항이 있는 경우 원래의 자리로 복귀하는 방법이다. 기존의 헬리콥터는 외부영향에 의해 헬리콥터가 안정되는 상태까지 제어한 뒤에 원래의 목표로 이동하지만, 중심이동을 이용한 헬리콥터 제어방법은 외부 영향이 있는 경우 헬리콥터의 중심을 계속해서 변화시켜 기존의 헬리콥터 제어 방법보다 빠른 시간내에 헬리콥터가 목표 지점까지 도달할 수 있게 준다. 또한 외부 환경의 외란에 의하여 헬리콥터가 초기 위치에서 벗어난 경우 기존의 헬리콥터 조향 방법보다 초기 위치에서 더 작게 이탈하면서 초기 위치로 돌아오는 것을 볼 수 있다. 향후 더욱 안정적으로 무게중심이 변화할 수 있도록 2축 ARM을 연구하여 무게중심이 부드럽게 변화하면 보다 더 좋은 결과를 얻을 것으로 기대된다. 이 경우에는 헬리콥터의 메인로터가 헬리콥터의 조향을 위해 움직이지 않아도 되며, 헬리콥터 아래 부분에 조향을 위한 ARM이 부착되어 기존의 헬리콥터에 이용이 가능하다.

**REFERENCES**

[1] O. Steffell, "An active back-flow flap for a helicopter rotor blade," *Advances in Aircraft & Spacecraft Science*, vol. 1, pp. 69-91, 2014.

[2] J. H. Jo and J. S. Jo, "Numerical study on the power-on effect of a pusher-propeller aircraft using CFD," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences (in Korean)*, vol. 42, no. 1, pp. 59-66, 2014.

[3] Fadilah Sayyidati Mirah, Vu Ngoc Anh, J. W. Lee, and S. H. Kim, "Integrated aerodynamics and structure analysis and design optimization of helicopter rotor blades," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences(in Korean)*, vol. 7, pp. 114-120, 2012.

[4] S. Y. Beak, "A study on small-scale unmanned rotorcraft parameter identification," Korea Aerospace University, Report, 2009.

[5] C. J. Kim, "Analysis of helicopter maneuvering flight using the indirect method - Part 1 optimal control formulation and numerical methods," *The Korean Society for Aeronautical and*

*Space Sciences (in Korean)*, vol. 36, no. 1, pp. 2-30, 2008.

[6] C. J. Kim, "Analysis of helicopter maneuvering flight using the indirect method - Part 1 optimal control formulation and numerical methods," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences (in Korean)*, vol. 36, no. 1, pp. 2-30, 2008.

[7] C. K. Park, Y. K. Jong, and C. W. Kang, "Reduced error model for integrated navigation of unmanned autonomous underwater vehicle," *Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 20, no. 5, pp. 584-591, 2014.

[8] S. A. Isaev, "Resistance reduction and stability improvement for helicopter-shopped loads when a leading separation zone is organized," *Journal of Enginerring Physics and Thermophysics*, vol. 70, no. 6, pp. 952-957, 1997.

[9] H. J. Kang, "Applications of computational fluid dynamics in the analysis of helicopter rotor system," *Korean Society for Computational fluids Engineering (in Korean)*, pp. 33-38, 2013.

[10] Marco Fioriti, "Adaptable conceptual aircraft design model," *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, vol. 1, no. 1 pp. 043-067, 2014.

[11] Y. H. Y, "Rotor track and balance of a helicopter rotor system using modern global optimization schemes," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences (in Korean)*, vol. 41, no. 7, pp. 524-531, 2013.

[12] Matthew Garratt, "Non-linear control of heave for an unmanned helicopter using a neural network," *Journal of Intelligent and Robotics Systems*, vol. 66, no. 4, pp. 495-504, 2011.

[13] Y. Chen, Y. He, and M. Zhou, "Decentralized PID neural network control for a quadrotor helicopter subjected to wind disturbance," *Journal of Central South University*, vol. 22, no. 1, pp. 168-179, 2015.

[14] B. J. Park and C. H. Hong, "Nonlinear adaptive control of unmanned helicopter using neural networks compensator," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences (in Korean)*, vol. 38, no. 4, pp. 335-341, 2010.

[15] H. S. Yu, S. U. Choi, and S. J. Lee, "Nonlinear filtering approaches to in-flight alignment of SDINS with large initial attitude error," *Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 20, no. 4, pp. 468-473, 2014.

[16] S. A. Mikhailov and A. Yu. Onushkin, "Power balance method in calculation of helicopter maneuver ability taking into account specific operational conditions," *Russian Aeronautics*, vol. 50, no. 2, pp. 121-128, 2007.



**배 현 수**

2015년 영남대학교 전기공학과(공학사).  
 2015년~현재 동 대학원 전기공학과 석사과정 재학중. 관심분야는 시뮬레이션, 지능제어.



**김 병 철**

2013년 영남대학교 전자공학과(공학사).  
 2015년 동 대학원 로봇공학과(공학석사) 관심분야는 로보틱스, 임베디드 소프트웨어.

**이 석 규**

1979년 서울대학교 전기공학과(공학사).  
1981년 동 대학원 석사. 1990년 UCLA  
전기공학과 박사. 1982년~현재 영남대학  
교 전기공학과 교수. 관심분야는 제어  
이론, 로보틱스.