

## 외란관측기에 의한 4축구동회전날개무인기의 로바스트 고도조종에 대한 연구

김선일, 윤정남, 백수영

경애하는 최고령도자 김정은동지께서는 다음과 같이 말씀하시였다.

《이미 일정한 토대가 있고 전망이 확고한 연구대상들에 힘을 넣어 세계패권을 쥐며 그 성과를 확대하는 방법으로 과학기술을 빨리 발전시켜야 합니다.》(《조선로동당 제7차대회에서 한 중앙위원회사업총화보고》 단행본 39페이지)

4축구동회전날개무인기는 설계의 편리성과 실용성으로 하여 최근 그에 대한 기초연구와 응용연구가 활발히 진행되고있는 연구대상이다.[4-6] 선행연구[1]에서는 회전날개무인기의 비행조종에서 가장 중요한 문제인 자세안정화조종을 로바스트조종수법에 의하여 실현하는 문제를 고찰하였다. 자세안정화가 실현된 기초우에서 다음으로 해결해야 할 중요한 문제는 고도안정화조종이다.

론문에서는 외란추정보상방법을 리용하여 로바스트고도안정화조종을 실현하는 한가지 방법을 고찰하였다.

### 1. 고도안정화체계모형

고도안정화조종은 회전날개추진기의 총추진력을 조절하여 비행동체가 요구하는 고도준위 또는 고도변화자리길을 정확히 추종하도록 하기 위한 조종이다. 회전날개무인기의 고도조종에는 전통적인 PID조종수법이나 LQ최량상태반결합조종수법[6]이 많이 리용되였다.

조종공학적으로 볼 때 고도조종체계에는 중력과 기류 또는 공기밀도의 변화 등이 외란으로 항시적으로 작용한다.

PID나 LQ와 같은 전통적인 조종수법으로는 일정한 고도 혹은 고도변화자리길추종의 높은 정확성을 보장하는것이 어렵다.

이로부터 중력과 기류, 공기밀도변화에 로바스트인 고도조종을 설계하는 문제가 제기된다.

회전날개무인기의 자세동력학 및 병진운동방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}\ddot{\phi}(t) &= \dot{\theta}(t)\dot{\psi}(t)\left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right) - \frac{J_R}{I_x}\dot{\theta}(t)\Omega_R(t) + \frac{L}{I_x}U_2(t) + \frac{1}{I_x}\tau_{\phi d}(t) \\ \ddot{\theta}(t) &= \dot{\phi}(t)\dot{\psi}(t)\left(\frac{I_z - I_x}{I_y}\right) + \frac{J_R}{I_y}\dot{\phi}(t)\Omega_R(t) + \frac{L}{I_y}U_3(t) + \frac{1}{I_y}\tau_{\theta d}(t) \\ \ddot{\psi}(t) &= \dot{\phi}(t)\dot{\theta}(t)\left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right) + \frac{1}{I_z}U_4(t) + \frac{1}{I_z}\tau_{\psi d}(t)\end{aligned}\quad (1)$$

$$\begin{aligned}
 \ddot{x}(t) &= \frac{1}{m}(\cos\phi(t)\sin\theta(t)\cos\psi(t) + \sin\phi(t)\sin\psi(t))U_1(t) + \frac{1}{m}\tilde{F}_x(t) \\
 \ddot{y}(t) &= \frac{1}{m}(\cos\phi(t)\sin\theta(t)\sin\psi(t) - \sin\phi(t)\cos\psi(t))U_1(t) + \frac{1}{m}\tilde{F}_y(t) \\
 \ddot{z}(t) &= -g + \frac{1}{m}\cos\phi(t)\cos\theta(t)U_1(t) + \frac{1}{m}\tilde{F}_z(t)
 \end{aligned} \tag{2}$$

여기서  $x, y, z$  는 동체질량중심의 지구자리표계에서의 위치,  $\phi, \theta, \psi$  는 지구자리표에 관한 동체자리표계의 자세를 나타내는 오일러각,  $m, I_x, I_y, I_z$  는 각각 동체의 질량과 동체 자리표계의 매 축에 관한 관성모멘트이다. 또한  $L$  은 프로펠러회전축으로부터 질량중심까지의 거리,  $J_R$  와  $\Omega_R$  는 프로펠러날개의 관성모멘트와 그 회전각속도,  $g$  는 중력가속도이다.  $U_1, U_2, U_3, U_4$  는 각각 4개의 프로펠러추진기들에 의하여 발생하는 총추진력, 횡요(roll)방향힘, 종요(pitch)방향힘, 편요(yaw)방향모멘트이다. 매 식들에서의 나머지항들은 외부환경으로부터 작용하는 외란힘을 표시한다.

운동방정식 (2)의 마지막방정식은 동체의 고도변화특성을 표시하며 이 방정식에서 중력항(원변의 첫번째 항)과 기류변화(원변의 마지막항)를 포함하는 전체 외란의 영향을 극복하는 조종입력  $U_1(t)$  를 설계하는것이 로바스트고도조종알고리즘설계의 기본과제로 된다.

## 2. 외란추정보상에 의한 로바스트고도조종알고리즘

중력과 기류를 비롯한 외란을 보상하는 로바스트고도조종체계를 구성하기 위하여 고도변화동력학방정식을 다음과 같이 변형하자.

$$\ddot{z}(t) = \frac{1}{m}\cos\phi(t)\cos\theta(t)U_1(t) + \frac{1}{m}(\tilde{F}_z(t) - mg) = \frac{1}{m}u_1(t) + \frac{1}{m}\tilde{F}_A(t) \tag{3}$$

$$u_1(t) = \cos\phi(t)\cos\theta(t)U_1(t), \quad \tilde{F}_A(t) = \tilde{F}_z(t) - mg \tag{4}$$

여기서  $\tilde{F}_A(t)$  는 추정보상되어야 할 전체 등가외란으로서 외부환경으로부터 받는 외란과 무시된 동력학적량들을 포함하고있다.  $m$  은 동체의 질량,  $u_1(t)$  는 동체의 수직방향조종을 위한 조작량에 해당하는 힘(연직방향힘)이다.

식 (4)에서 알수 있는바와 같이 이 힘을 실현하기 위하여 4개의 프로펠러추진기가 발생해야 할 총추진력  $U_1$  은 자세안정화조종체계의 EKF(확장칼만려파)융합추정기에 의하여 추정되는 자세추정량  $\hat{\phi}$  과  $\hat{\theta}$  에 의하여 다음과 같이 얻어진다.

$$U_1(t) = \frac{1}{\cos\hat{\phi}(t)\cos\hat{\theta}(t)}u_1(t) \tag{5}$$

식 (3)으로부터 등가외란  $\tilde{F}_A$  의 추정량  $\hat{F}_A$  는 다음과 같이 계산된다.

$$\hat{F}_A(t) = m\ddot{\hat{z}}(t) - u_1(t) + \tilde{\eta}_A(t) \tag{6}$$

여기서  $\hat{z}$  은 초음파고도수감부로부터 검출되는 수감자료이며  $\tilde{\eta}_A$  는 수감자료에 포함되어 있는 잡음  $\eta_A$ 로부터 식

$$\tilde{\eta}_A(t) = m\ddot{\eta}_A(t) \tag{7}$$

에 의하여 표시되는 량이다.



외란추정량  $\hat{F}_A$ 를 보상하지 않고 조화신호형태의 기류외란을 가정한 경우 PID조종에 의한 모의실험결과를 그림 2에 보여주었다.

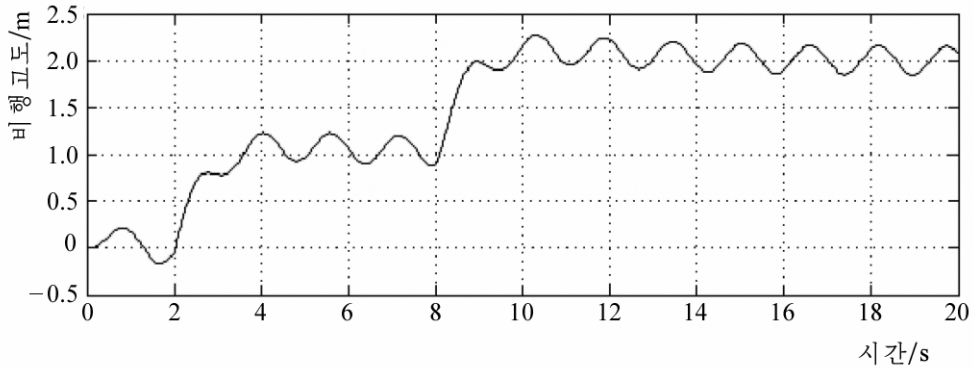


그림 2. PID조종에 의한 로바스트고도조종모의실험결과

그림 2로부터 기류외란의 영향이 비교적 크다는것을 알수 있다. 이 체계에 대하여 외란추정량  $\hat{F}_A$ 를 보상하였을 때의 모의실험결과를 그림 3에 보여주었다. 그림 3으로부터 기류외란의 영향이 거의 나타나지 않는다는것을 알수 있다.

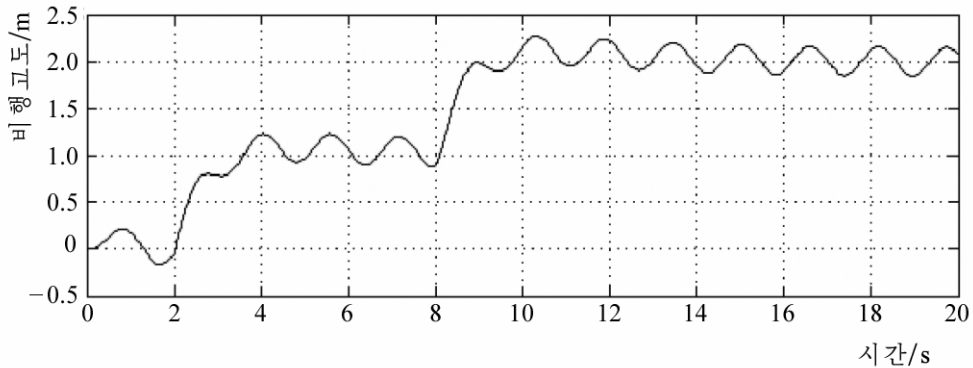


그림 3. 외란추정보상에 의한 로바스트고도조종모의실험결과

### 3. 조종체계의 실현과 실험결과분석

령차유지를 가정하였을 때 외란추정체계 (12)를 이음화하면

$$\begin{aligned} x_A(k+1) &= A_d x_A(k) + B_{d1} u_1(k) + B_{d2} \hat{z}(k) \\ \hat{F}_A(k) &= C_d x_A(k) + D_{d1} u_1(k) + D_{d2} \hat{z}(k) \end{aligned} \quad (14)$$

를 얻는다. 여기서

$$A_d = \exp \left( \begin{bmatrix} 0 & -\frac{1}{\sigma^2} \\ 1 & -\frac{\xi}{\sigma} \end{bmatrix} \Delta t \right), \quad B_{d1} = \left( \exp \left( \begin{bmatrix} 0 & -\frac{1}{\sigma^2} \\ 1 & -\frac{\xi}{\sigma} \end{bmatrix} \Delta t \right) - I \right) \begin{bmatrix} 0 & -\frac{1}{\sigma^2} \\ 1 & -\frac{\xi}{\sigma} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma} \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{d2} = \left( \exp \left( \begin{bmatrix} 0 & -\frac{1}{\sigma^2} \\ 1 & -\frac{\xi}{\sigma} \end{bmatrix} \Delta t \right) - I \right) \begin{pmatrix} 0 & -\frac{1}{\sigma^2} \\ 1 & -\frac{\xi}{\sigma} \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} -\frac{m}{\sigma^4} \\ -\frac{m\xi}{\sigma^3} \end{pmatrix},$$

$$C_d = [0 \quad 1], \quad D_{d1} = 0, \quad D_{d2} = \frac{m}{\sigma^2}$$

이다.

로바스트고도조종체계의 조종력은 다음과 같다.

$$e(k) = z^{cmd}(k) - \hat{z}(k), \quad e(0) = 0$$

$$u_1(t) = K_p e(k) + K_i \sum_{j=0}^k e(j) \Delta t + K_d \frac{e(k)}{\Delta t} - \hat{F}_A(k) \quad (15)$$

외란추정보상에 의한 로바스트고도조종실험결과를 그림 4에 보여주었다.

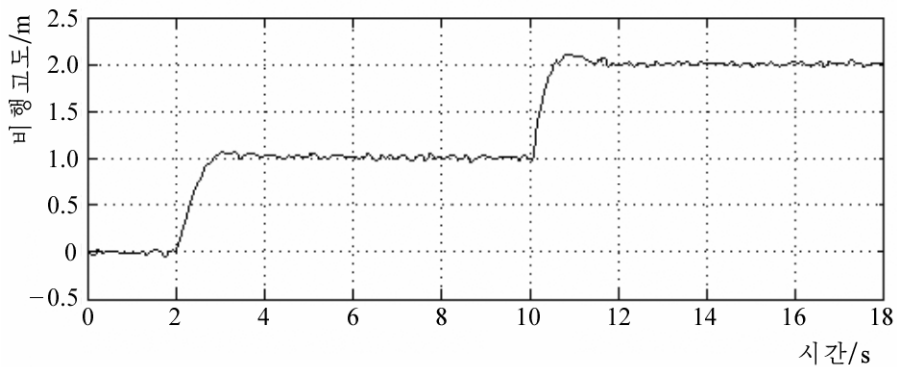


그림 4. 외란추정보상에 의한 로바스트고도조종실험결과

그림 4에서 보는것처럼 조종시간  $t=2(s)$ 인 순간에 비행고도가  $h=1(m)$ 일 때 강한 기류 외란에 대하여 외란추정보상에 의한 PID조종특성이 매우 좋다. 마찬가지로  $t=10(s)$ 인 순간에 비행고도가  $h=2(m)$ 일 때도 고도조종특성이 기류외란에 대하여 강한 로바스트성을 가진다.

## 맺는 말

4축구동회전날개무인기의 로바스트고도안정화조종정밀도를 높이기 위하여 외란추정보상방법을 리용한 외란추정보상체계를 구성하고 조종파라미터들을 확정하였으며 모의체계에 의한 실험과 비행실험을 통하여 효과성을 검증하였다.

## 참고 문헌

- [1] 김일성종합대학학보(자연과학), 63, 9, 44, 주체106(2017).
- [2] 윤정남; 조선민주주의인민공화국 과학원통보, 3, 1, 23, 주체102(2013).
- [3] JOURNAL OF KIM IL SUNG UNIVERSITY(Natural Science), 3, 1, 15, 2014.

- [4] Yushu Yu et al.; Journal of the Franklin Institute, 350, 2044, 2013.
- [5] Fuyang Chen et al.; Journal of the Franklin Institute, 351, 442, 2014.
- [6] J. Toledo et al.; IET Control Theory Appl., 3, 4, 452, 2009.

주체107(2018)년 5월 5일 원고접수

## **Study on Robust Altitude Control of Quadroter by Disturbance Observer**

*Kim Son Il, Yun Jong Nam and Paek Su Yong*

In this paper, we proposed a robust altitude control method of Quadroter using disturbance observer.

Key words: disturbance observer, quadroter, altitude control