

# 쿼드로터 시스템의 자세제어를 위한 외란 관측기 설계 및 실험

## Design and Experimental Studies of a Disturbance Observer for Attitude Control of a Quad-rotor System

정승호, 정슬\*  
(Seungho Jeong<sup>1</sup> and Seul Jung<sup>2</sup>)

<sup>1</sup>PGM R & D Lab, LG Nex 1

<sup>2</sup>Department of Mechatronics Engineering, Chungnam National University

**Abstract:** In this paper, a simple design of a DOB (Disturbance Observer) for attitude control of a quad-rotor system is presented. A modified DOB structure from the conventional DOB is introduced to eliminate time-delay in the calculation. The proposed simple modification in the DOB configuration provides an efficiency in the calculation of the disturbance term such that the delayed calculation is not required. The performance of the modified DOB is evaluated through simulation studies. To confirm the simulation results, experimental studies of the attitude control of a quad-rotor system are conducted.

**Keywords:** DOB (Disturbance Observer), acceleration-based DOB, quad-rotor system

### I. 서론

무인비행시스템에 대한 연구는 꾸준히 발전되어 왔고, 최근에는 산업체나 학계 그리고 국방분야에서 더욱 각광을 받고 있다. 그 이유로는 위험한 전쟁지역에서 무인비행체가 정찰업무를 기대이상으로 잘 수행하고 있기 때문이다. 미국의 경우에는 몇 번의 전쟁을 치르면서 무인 비행기에 대한 필요성에 의거 기술을 발전시켜왔다.

전쟁지역에서 사용되는 대부분의 무인비행기의 이륙방식은 CTOL (Conventional Take-Off and Landing) 구조로 긴 활주로가 필요하며 주로 장거리 정찰 업무를 수행한다. 반면에 최근에는 이륙하는데 있어 공간의 제약이 없는 VTOL (Vertical Take-Off Landing) 방식의 비행체에 대한 관심이 커지고 있다. 왜냐하면 도심과 같이 빌딩이 많고 복잡한 지역에서는 VTOL 방식이 유리하기 때문이다.

쿼드로터 시스템은 대표적인 VTOL 방식의 무인비행기이다. 쿼드로터 시스템은 네 개의 로터의 회전에 의해 움직임이 발생하며, 두 개의 로터가 짝으로 서로 반대방향으로 회전하며 속도를 달리하여 원하는 방향으로의 움직임을 위한 추력을 생성한다.

이러한 구조적인 장점은 국방분야 뿐만아니라 민간에서도 매우 용이하게 사용된다. 예컨대, 도로의 교통상황을 모니터링하고, 공중에서 주변의 위험요소를 판별하기 위해 사용하기도 한다.

국외에서는 University of Pennsylvania에서 여러 대의 작은 쿼드로터를 사용하여 실내공간에서 비행을 정확하게 수행하

는 연구가 진행되었다[1]. 스위스의 ETH에서는 쿼드로터를 사용하여 공을 저글링하는 작업을 수행하는 연구가 진행되었다[2]. 국내에서도 쿼드로터 시스템의 자세제어에 대해 활발한 연구가 진행되고 있다[3-5].

쿼드로터의 장점인 안전한 호버링을 이용한 응용은 앞으로 다양하게 발전될 것으로 판단된다. 외란에 강건한 안정적인 호버링을 유지하기 위해서는 자세제어가 우선적으로 요구된다. 특히 야외에서의 주행은 바람과 같은 외란에 의해 쉽게 영향을 받는다. 많은 논문들이 쿼드로터의 자세제어에 대해 기술하고 있다. 슬라이딩모드 제어를 사용하거나[3], 역모델을 사용하거나[4], 신경회로망을 사용해서 제어하고 있다[5]. 이 밖에도 자세제어에 대한 논문들이 많이 있다[6-10]. 이 전연구에서는 날고 달릴 수 있는 쿼드로터의 설계와 제어에 대해 연구하였다[11,12].

선행연구에서는 Ohnishi가 제안한 외란관측기[13]를 기반으로 가속도를 직접 센싱하여 사용하는 방법으로 쿼드로터를 제어하였다[14]. 자이로 센서를 통해 가속도 성분을 실험적으로 구한 다음, 모델 변수 값을 곱하여 제어 입력을 모델링하여 모델링한 제어 입력값과 외란이 포함되지 않은 제어입력을 비교함으로써 외란을 구하였다. H infinity 제어기 기반의 DOB 설계를 제안하였고[15], DOB를 쿼드로터 시스템에 적용하였다[16]. 시간지연 제어 방식을 사용하여 쿼드로터시스템을 제어하였다[17].

본 논문에서는 기존의 외란 관측기의 구조를 변형하여 같은 목적을 성취하는 외란관측기를 제안한다. 기존의 외란 관측기의 구조에서 외란을 평가할 때 시간지연된 값을 사용하지 않고 직접 연산할 수 있도록 설계하였다. 이는 시간 지연으로 생기는 Q 필터의 보상설계를 매우 간단화 할 수 있으며, 시스템의 안정성을 보장할 수 있게 된다.

변경된 외란관측기의 성능을 평가하기 위해 시뮬레이션을 수행하였고 결과를 검증하기 위해 실제 쿼드로터 시스템으로 자세 제어 실험을 수행하였다.

\* 책임저자(Corresponding Author)

Manuscript received February 20, 2013 / revised April 1, 2013 / accepted August 9, 2013

정승호: LIG Nex 1(cimdream@naver.com)

정 슬: 충남대학교 메카트로닉스공학과(jungs@cnu.ac.kr)

※ 본 논문은 교육과학기술부 2012년 기초연구지원사업과 지식경제부의 서비스로봇 인력양성 AIM 센터, 그리고 충남대학교 학술진흥재단에서 일부 지원에 의하여 연구되었으며, 지원에 감사드립니다.

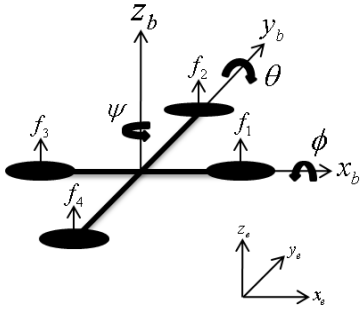


그림 1. 쿼드로터 시스템의 좌표계.  
Fig. 1. Coordinates of quad-rotor system.

## II. 쿼드로터 모델링

그림 1에서 글로벌 좌표,  $(x_0, y_0, z_0)$  에 대한 기체의 좌표와  $(x_b, y_b, z_b)$  에서 회전된 비행체의 일반적인 좌표는 아래와 같다.

$$q = (x, y, z, \phi, \theta, \psi) \quad (1)$$

$q_1 = (x, y, z)$  과  $q_2 = (\phi, \theta, \psi)$  는 각각 3축의 위치좌표와 롤(roll), 피치(pitch), 요(yaw) 오일러 각을 나타낸다.

식 (2)는 원심력, 공기저항 등의 영향을 생략해 간략화한 쿼드로터 비행체의 운동방정식이다[18].

$$\begin{aligned} m\ddot{x} &= f_{th}(\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi) \\ m\ddot{y} &= f_{th}(\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi) \\ m\ddot{z} &= f_{th}\cos\phi\cos\theta - mg \\ I_x\ddot{\phi} &= (f_2 - f_4)l \\ I_y\ddot{\theta} &= (f_3 - f_1)l \\ I_z\ddot{\psi} &= C(f_1 - f_2 + f_3 - f_4) \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 힘  $f_{th}$  는 각 로터에서 발생하는 추력의 합을 의미한다.  $I_x, I_y, I_z$  는 각  $x, y, z$  축에 대한 관성모멘트를 의미하고,  $l$  은 로터와 기체중심 사이의 거리이다.  $C$  는 로터의 회전에 의해 발생하는 추력과 반토크의 변환상수이다.

무인비행기, 즉 쿼드로터 시스템의 제어에 대한 자세한 내용은 선행 연구에 잘 나타나 있다[14].

## III. 외란 관측기 설계

### 1. Ohnishi의 외란 관측기

그림 2는 Ohnishi가 제안한 DOB구조를 나타낸다[13]. 시스템 모델의 역함수  $P^{-1}$  를 통해 구한  $\hat{T} = P^{-1}Y$  과 제어입력  $\tilde{T}$  의 차를 이용해  $\hat{D}$  을 추정한다. 역모델이 존재하고 정확하면 다음과 같이 외란을 평가할 수 있다.

$$\begin{aligned} \hat{D} &= Q(\hat{T} - \tilde{T}) \\ &= Q[P^{-1}(D + \tilde{T}) - \tilde{T}] \\ &= QD \end{aligned} \quad (3)$$

여기서  $Q$  필터는  $Q \approx 1$  이 되도록 저역통과 필터로 설계된다. 실제 시스템에 입력되는 토크,  $T$  는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} T &= D + \tilde{T} \\ &= D + \tilde{T} - \hat{D} \end{aligned} \quad (4)$$

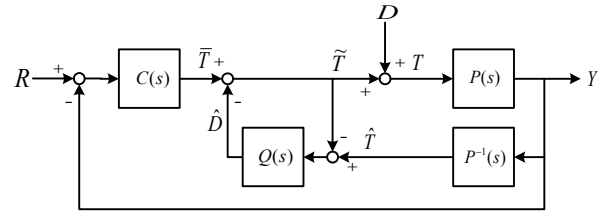


그림 2. Ohnishi의 DOB 구조.  
Fig. 2. Ohnishi's DOB structure.

외란  $D$  와 외란의 추정치  $\hat{D}$  가 같을 경우, 외란이 상쇄되어 시스템에 입력되는 토크  $T$  가  $\tilde{T}$  와 같아지게 된다.

$$T = \tilde{T} \quad (5)$$

실제 시스템에 DOB의 구조를 적용할 경우 시스템의 시간 지연 때문에 외란 성분이 제어기  $C(s)$  로 흘러 들어가게 된다. 내부 순환구조에서 외란을 완전하게 상쇄시킬 경우 외란에 대한 제어기의 반응때문에 오히려 시스템이 불안정해질 수 있다. 이러한 불안정성, 시스템의 역함수의 정확도, 노이즈 등으로부터 안정적인 시스템을 구성하기 위해 Ohnishi의 DOB의 구조에서는  $Q(s)$  로 저역통과 필터를 사용하고 있다. 필터  $Q(s)$  를 어떻게 설계하는가에 따라 시스템의 안정성과 성능이 결정되므로 설계방법이 어렵다.

### 2. 변형된 외란 관측기

Ohnishi가 제안한 DOB 구조를 실제 시스템에 적용할 때의 불안정성과  $Q(s)$  필터의 설계에 대한 번거로움을 줄이기 위해 그림 3의 새로운 DOB구조를 제안한다. 외란의 영향을 받은 제어기  $C(s)$ 의 출력과 시스템에 발생하고 있는 토크의 차를 이용해 외란을 보상하고 제어입력 신호를 강화하는 새로운 DOB 구조를 제안한다.

시스템에 입력되는 토크는 식 (4)와 같다. 외란의 추정치  $\hat{D}$  가 외란과 같으면 식 (5)와 같다. 그림 3에서 외란은 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} \hat{D} &= K_{dob}(\hat{T} - \tilde{T}) \\ &= K_{dob}[(D + \tilde{T}) - \tilde{T}] \\ &= K_{dob}(D + \tilde{T} - \tilde{T}) \\ &= K_{dob}(D - \hat{D}) \end{aligned} \quad (6)$$

식 (6)을 정리하면 외란의 추정값은 다음과 같다.

$$\hat{D} = \frac{K_{dob}}{1 + K_{dob}} D \quad (7)$$

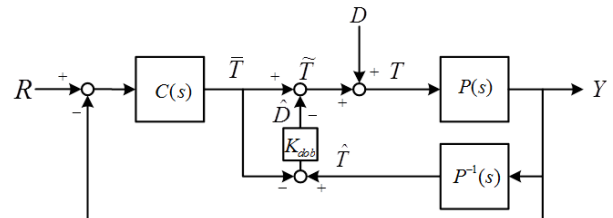


그림 3. 변형된 DOB 구조.  
Fig. 3. Modified DOB structure.

외란을 충분히 보상하기 위하여  $\hat{D}$ 의 계산과정에 게인  $K_{dob}$ 을 적용하여 외란을 충분히 보상할 수 있도록 할 수 있다. 따라서 구조의 특성상 외란을 완전하게 계산할 수 없지만 게인의 값이 크면 클수록 외란을 잘 보상할 수 있게 된다.

IV. 시뮬레이션

1. PD 제어기의 경우

쿼드콥터 시스템에 외란을 의도적으로 주기 위해 약 40g의 무게에 해당하는 힘이 한쪽에만 작용하도록 하였다. 비행체의 로터  $f_2, f_4$ 에 각각 반대 방향으로 회전력이 발생하도록 하여 Roll축 자세 제어에 외란이 발생하도록 시뮬레이션을 하였다. 입력된 외란은 그림 4와 같이 2초마다 주기적으로 반복되도록 하였다.

그림 5는 롤 방향의 각도를 나타낸다. 외란의 주기와 같이 응답이 발생하는 것을 볼 수 있다.

2. 외란 관측기

그림 6은 변형된 외란 관측기의 시뮬레이션 결과이다. PD 제어기만을 사용했을 경우 외란에 의해 자세가 4도까지 변화하는 반면 변형된 DOB를 적용한 시뮬레이션 결과는 자세 변화가 현저하게 줄어드는 것을 볼 수 있다. 게인 값  $K_{dob}$ 의 크기가 커질수록 외란에 의한 영향은 작아지는 것을 볼 수 있다. 그림 6(f)의 경우 외란이 거의 없어진 것을 볼 수 있다.

실제 시스템에서는 시뮬레이션의 결과와 같이 외란에 대한 완전한 보상이 되지 않기 때문에 Ohnishi의 DOB에서는 필터를 설계하여 보상하도록 제안하고 있다. 하지만 실제 시스템에 적용할 때 안정적인 성능을 확보할 수 있는 필터의 설계가 쉽지 않고 설계한다고 하여도 역시 완전하게 외란이 보상되지는 않기 때문에 이득값의 조절을 통해 간편하게 외란의 보상 정도를 설정하는 점이 제안하는 DOB의 장점이라고 할 수 있겠다.

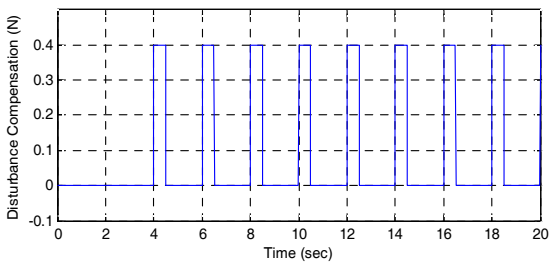


그림 4. 주기적으로 발생하는 외란.

Fig. 4. Periodic disturbance.

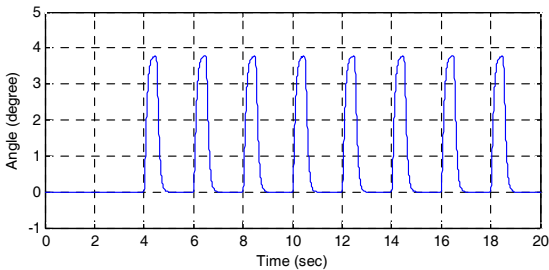
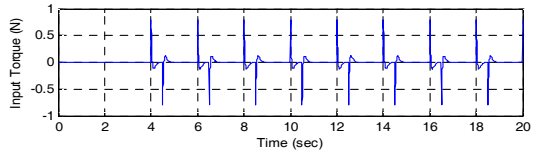
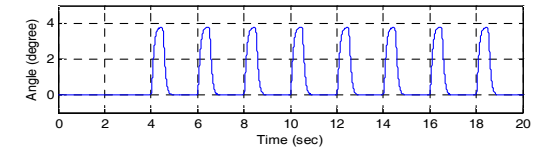
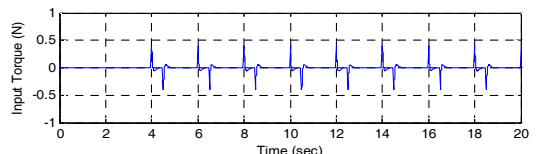
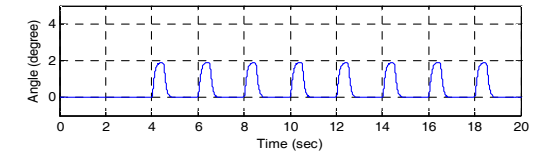


그림 5. PD제어기만을 사용한 결과.

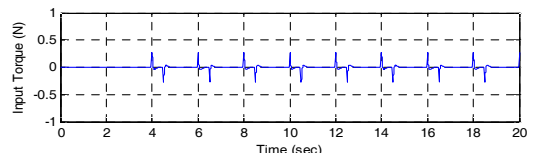
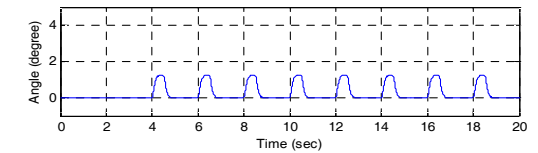
Fig. 5. Results of PD control.



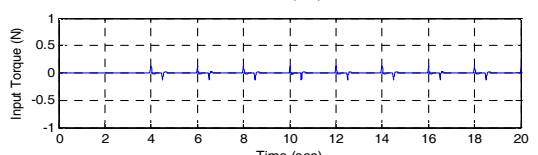
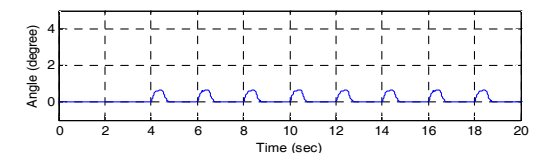
(a) PD control only.



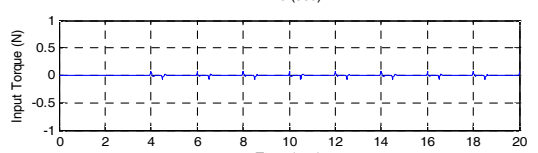
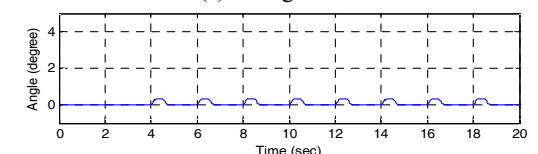
(b) DOB gain 1.



(c) DOB gain 2.



(d) DOB gain 5.



(e) DOB gain 10.

그림 6. 변형된 DOB의 결과.

Fig. 6. Results of modified DOB.

V. 실험

1. 실험 환경

그림 7에 보여진 것처럼 약 40g의 무게에 해당하는 추를 한 쪽에 매달아 시스템이 불균형을 이루도록 하였다. 추가 매달린 비행체의 로터  $f_2, f_4$  에 회전력으로 인한 Roll축 자세 제어의 성능을 실험하였다. 주기적으로 추에 의한 외란이 발생하도록 하기 위해 손에 추를 올려 놓았다가 규칙적으로 떨어뜨리는 실험환경을 구성하였다.

표 1은 실험실에서 제작한 쿼드로터 시스템의 제원을 나타낸다.

각도의 실측은 자이로 센서를 사용하여 얻을 수 있었다. 시스템의 출력토크를 계산하기 위해서는 시스템의 역함수를 이용하는 방법이 있지만 이 방법은 두 번의 미분이 필요하기 때문에 잡음에 상당히 취약하다. 비행체에서 발생하는 가속도를 센서로 측정하는 방법을 사용하였다. 시스템의 회전가속도를 측정할 수 있는 센서가 없기 때문에 자이로센서를 이용하여 각속도를 측정하고 한번의 미분을 통해 각 가속도를 계산해낸다. 측정된 각 가속도에 관성모멘트를 곱하여 출력토크를 얻어낼 수 있다.

그림 8은 실제로 구현한 제어블록을 나타낸다. 자이로 센서를 통해 가속도를 측정하고 평균필터를 사용하여 필터링한 신호를 제어입력 신호와 비교하여 외란을 추정하였다.

2. 센서기반 출력 토크 측정

외란을 관측하기 위해서는 시스템의 입출력 토크를 정확하게 계산 및 측정 해내야 한다. 시스템의 입출력 토크가 정확하다는 것은 외란이 없고 순수하게 시스템의 구동기를 통

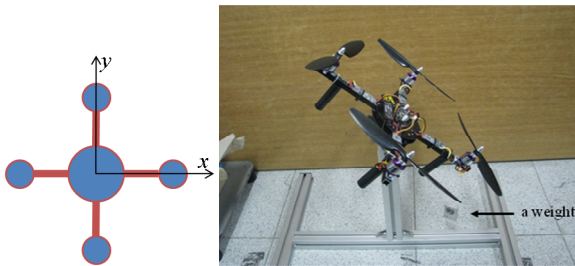


그림 7. 실험환경.  
Fig. 7. Experimental setup.

표 1. 시스템 변수.

Table 1. System parameters.

Parameters	Values
Distance between rotor and COG ( $l$ )	0.2 m
Moment of Inertia about x axis ( $I_x$ )	0.004 Kgm
Rotor-Force Constant ( $C$ )	0.2

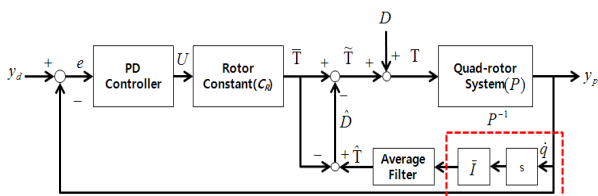


그림 8. 실험을 위한 제어블록.  
Fig. 8. Control block for the experiment.

해서만 구동한다고 할 경우 제어기를 통해 생성된 입력 토크와 시스템의 움직임에 따라 측정된 출력 토크가 같다는 것을 의미한다. 그림 9는 외란이 없는 상태에서 시스템의 구동기만을 이용하여 자세를 임의로 움직였을 때 발생한 시스템의 입출력 토크 ( $T, \hat{T}$ ) 를 비교한 그래프의 일부분이다. 움직임에 따라 발생한 두 토크 파형의 크기와 주기가 같으며 약 30ms의 시간지연을 가지고 있다. 쿼드로터 시스템은 프로펠러를 회전시켜 발생하는 추력으로 자세제어를 하기 때문에 응답속도가 느리다. 또한 잡음을 제거하기 위한 평균 필터를 사용하여 시간지연이 발생한다. 실제 시스템에 외란관측기를 적용할 때 발생하는 문제점은 바로 이 시간지연에 있다.

그림 10은 관성모멘트의 변화에 따른 토크 오차 데이터를 나타낸다. 관성모멘트를 변화시켜가면서 입출력 토크를 비교

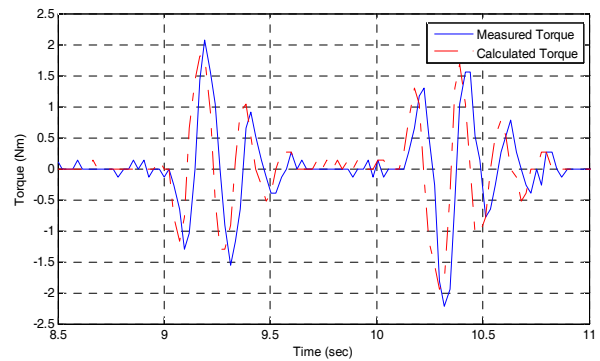


그림 9. 시스템 입출력 토크 비교.  
Fig. 9. Comparison between two input/output torques.

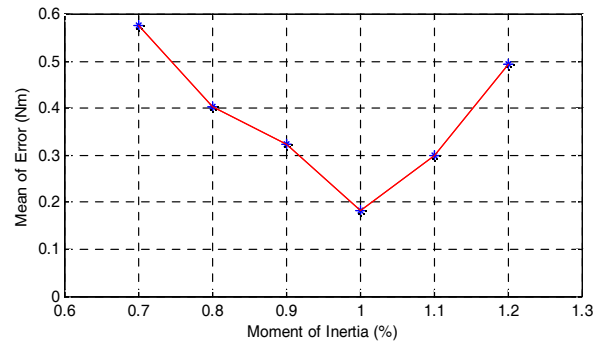


그림 10. 관성모멘트의 변화에 따른 토크오차.  
Fig. 10. Torque error with different moment of inertia.

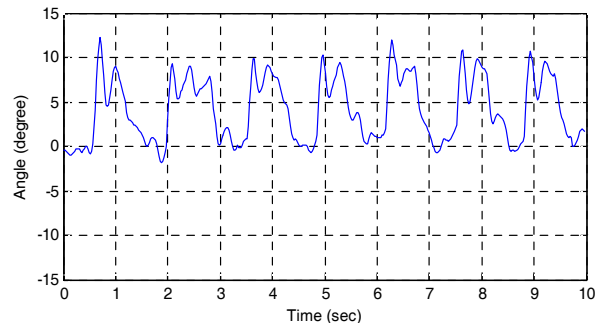


그림 11. PD 제어기 외란 실험.  
Fig. 11. PD control results to disturbance.

해 각각 20개의 피크 오차값의 평균을 낸 데이터이다. 관성 모멘트가 달라질수록 오차는 커진다.

그림 11은 외란관측기 실험에 앞서 PD 제어기 만을 사용했을 경우 40g의 무게추가 시스템에 미치는 영향을 알아보기 위해 테스트한 결과이다. 약 10도 가까이 비행체의 자세 값이 변화하는 것을 볼 수 있다.

3. Ohnishi DOB의 경우

그림 12는 Ohnishi의 DOB를 사용했을 경우의 실험 결과이다. DOB 구조를 실제 시스템에 적용하고 3초에 DOB를 구동시키자 곧 시스템이 불안정한 상태가 되었다.

그림 13을 보면 계산된 토크, 즉 비행체에 입력되는 제어 토크의 크기가 측정된 토크의 크기보다 두 배 정도 큰 것을 알 수 있다. 이는 시스템의 응답 지연에 의해 외란 관측기의 보상과 PD제어기의 응답이 합쳐져 과도한 응답으로 나타나는 것으로 판단할 수 있다.

위와 같은 불안정성을 없애기 위해 외란보상에 상수인 Q 필터를 사용하였다. 1보다 작은 계수를 곱하여 보상하도록 하였다. 계수를 0.6으로 하였을 경우 약 5도까지 자세가 변화하여 보상이 없을 때 변화한 10도에 비해 50%정도 외란의 영향이 감소하였다. 계수를 0.7 이상 크게 할 경우 그림 14(c)와 같이 자세 값이 불안정해지기 시작하는 결과가 나타났다.

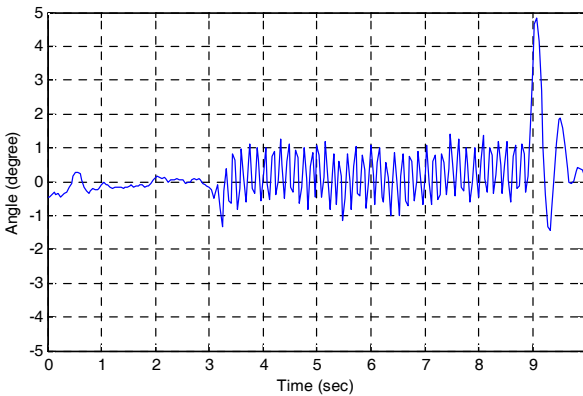


그림 12. Ohnishi의 DOB 실험 자세 데이터.

Fig. 12. Ohnishi's DOB scheme.

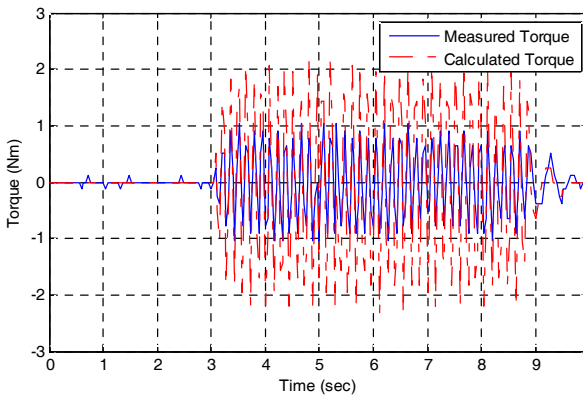
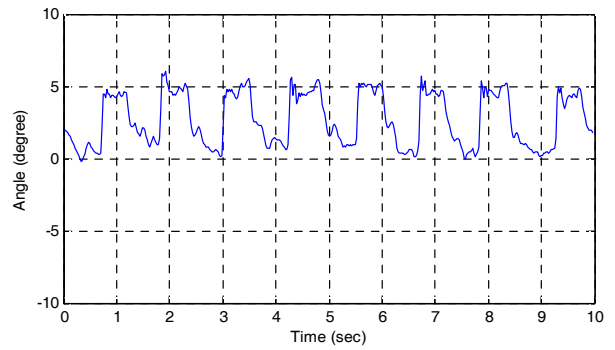
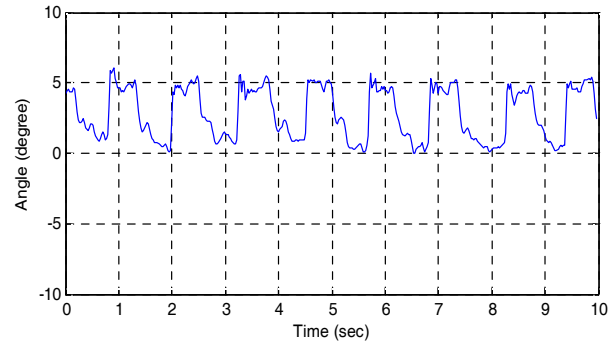


그림 13. 그림 12의 토크.

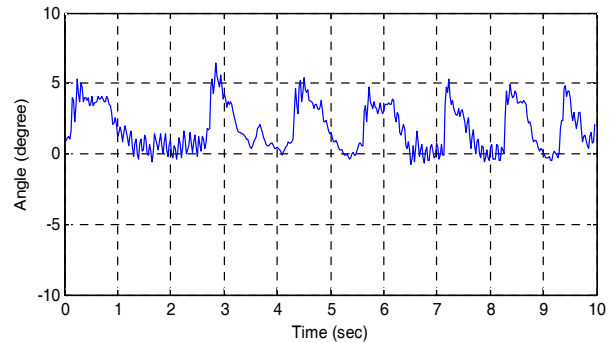
Fig. 13. Torque of Fig. 12.



(a) Gain 0.5.



(b) Gain 0.6.



(c) Gain 0.7.

그림 14. Ohnishi의 DOB 구조 실험.

Fig. 14. Results of Ohnishi DOB scheme.

4. 변형된 DOB의 실험

변형된 DOB의 구조를 적용하고 계수에 따른 시스템의 변화를 살펴보았다. 시뮬레이션 결과와 마찬가지로 계수가 커질수록 외란에 강건해지는 것을 볼 수 있으나 역시 시스템의 응답 지연 때문에 계수가 커질수록 불안정해지는 결과가 나타났다. 계수를 2로 하여 실험한 경우 외란에 의한 자세변화가 4도로 60% 정도 외란의 영향이 감소한 것을 볼 수 있다.

5. 관성모멘트의 변화에 따른 DOB 실험

그림 16은 관성모멘트가 30%, 50%의 오차를 갖도록 변화시켜 실험한 결과이다. 관성모멘트의 정확도에 따른 결과가 크지 않아 시스템이 불안정해지지는 않았지만 외란에 대한 보상이 부정확해 자세 값이 5도까지 변화하는 것을 볼 수 있다. 그림 16(a)는 정확하게 일치하는 경우이고 나머지는 모두 정확하지 않은 관성 모멘트 값을 가질 경우의 응답을 나타낸다.

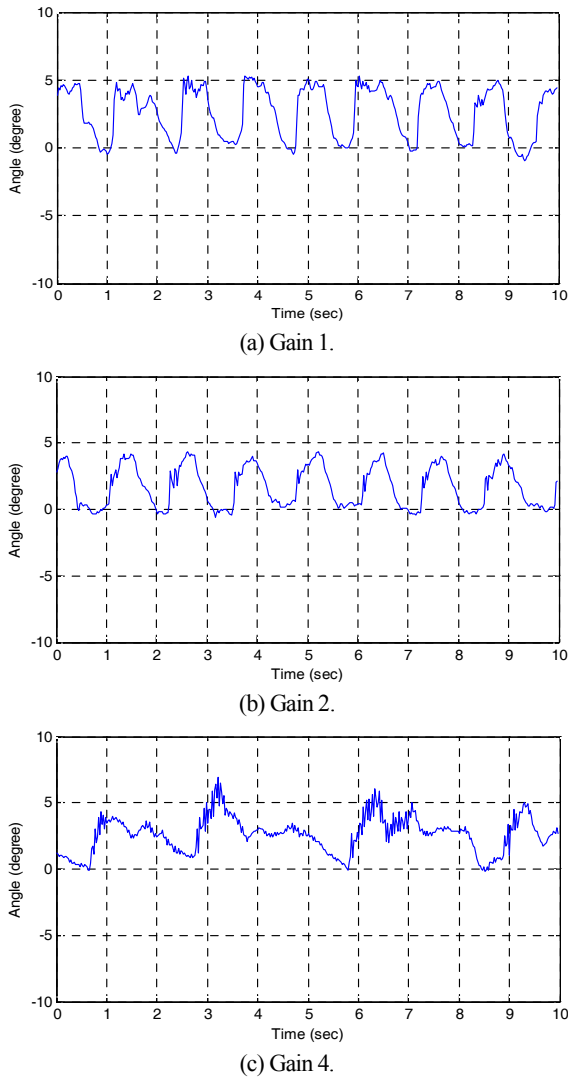


그림 15. 변형된 DOB 실험.

Fig. 15. Results of modified DOB scheme.

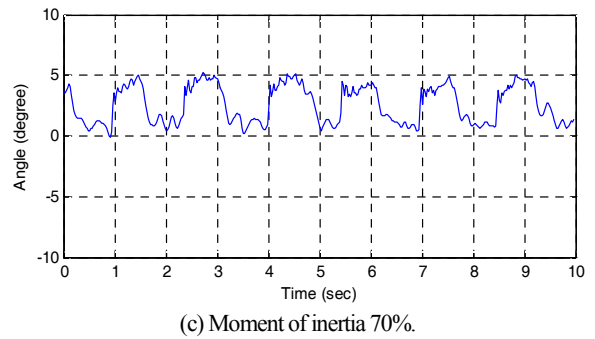
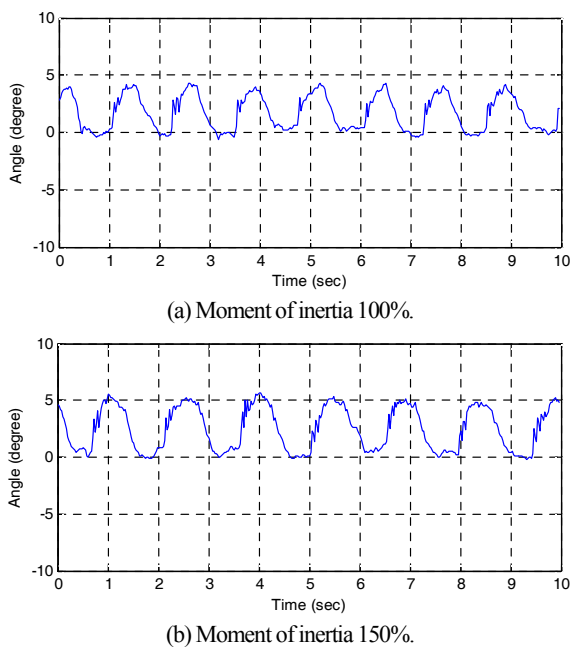


그림 16. 관성모멘트 변화에 따른 DOB 결과 실험.

Fig. 16. Results of DOB scheme with different Moment of Inertia.

## VI. 결론

본 논문에서는 가속도 기반 외란관측기를 설계하여 쿼드 로터 시스템의 롤 각을 제어하였다. 시뮬레이션 결과로는 게인을 상당히 큰 값으로 사용해야 외란이 많이 감쇠되는 결과가 나타나지만 실험에서는 시뮬레이션보다 작은 게인 값에 안정적인 경향을 보였다. 물론 게인값이 커질수록 성능이 좋아지나 게인이 너무 크게 되면 불안정해지는 것을 확인할 수 있었다. 이는 신호의 잡음을 처리하기 위해 사용하는 필터의 영향이기도 하다. 게인 값,  $K_{dob}$ 는 필터로도 대체가 가능하므로 잡음에도 좋은 효과를 얻을 수 있어 Ohnishi의 DOB 구조의 결과와 같거나 향상된 성능을 나타내는 것으로 확인되었다.

## REFERENCES

- [1] GRASP, University of Pennsylvania, [https://www.grasp.upenn.edu/success\\_story/aggressive\\_maneuvers\\_autonomous\\_quadrotor\\_flight](https://www.grasp.upenn.edu/success_story/aggressive_maneuvers_autonomous_quadrotor_flight)
- [2] ETH Zurich, [http://www.idsc.ethz.ch/Research\\_DAndrea/FMA](http://www.idsc.ethz.ch/Research_DAndrea/FMA)
- [3] R. Xu and U. Ozguner, "Sliding mode control of a quadrotor helicopter," *IEEE Conf. on Decision and Control*, pp. 4957-4962, 2006.
- [4] A. Das, K. Subbarao, and F. Lewis, "Dynamic inversion with zero-dynamics stabilization for quadrotor control," *IET Control Theory and Applications*, vol. 3, no. 3, pp. 303-314, 2009.
- [5] T. Dierks and S. Jagannathan, "Output feedback control of a quadrotor UAV using neural networks," *IEEE Trans on Neural Networks*, vol. 21, no. 1, pp. 50-66, 2010.
- [6] A. Tayebi and S. McGilvray, "Attitude stabilization of a VTOL quadrotor aircraft," *IEEE Trans. on Control Systems Technology*, vol. 14, no. 3, 2006.
- [7] S. Bouabdallah and R. Siegwart, "Full control of a quadrotor," *IEEE Conf. on Intelligent Robots and Systems*, pp. 153-158, 2007.
- [8] R. Zhang, X. Wang, and K. Y. Cai, "Quadrotor aircraft control without velocity measurements," *IEEE Conf. on Decision and Control*, pp. 5213-5218, 2009.
- [9] H. Huang, G. M. Hoffmann, S. L. Waslander, and C. J. Tomlin, "Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering," *IEEE Conf. on Robotics & Automations*, pp. 3277-3282, 2009.
- [10] P. Castillo, A. Dzul, and R. Lozano, "Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft," *IEEE Transactions on*



*Control Systems Technology*, pp. 510-516, 2004.

- [11] S. H. Jeong, M. K. Lee, and S. Jung, "Calibration and control of rotor actuation of flymobile by force measurements," *URAI*, pp. 395-398, 2010.
- [12] S. H. Jeong and S. Jung, "Calibration and control of rotor actuation of flymobile by force measurements," *International Conference on Ubiquitous Robots and Ambient Intelligence*, pp. 395-398, 2010.
- [13] K. Ohnishi, M. Shibata, and T. Murakami, "Motion control for advanced mechatronics," *IEEE/ASME Trans. on Mechatronics*, vol. 1, no. 1, pp. 56-57, 1996.
- [14] S. H. Jeong, S. Jung, and M. Tomizuka, "Attitude control of a quad-rotor system using an acceleration-based disturbance observer: empirical approach," *IEEE Conf. on AIM*, pp. 916-921, 2012.
- [15] Y. G. Choi, K. J. Yang, W. K. Chung, H. R. Kim, and I. H. Suh, "On the robustness and performance of disturbance observer for second order systems," *IEEE Trans. on Automatic Control*, vol. 48, no. 2, pp. 315-320, 2002.
- [16] J. H. Kim, M. S. Kang, and S. D. Park, "Dynamic modeling and robust hovering control of a quadrotor VTOL aircraft," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 14, no. 12, pp. 1260-1265, 2008.
- [17] J. O. Lee, C. S. Yoo, Y. S. Park, B. J. Park, S. J. Lee, D. G. Gweon, and P. H. Chang, "An experimental study on time delay control of actuation system of tilt rotor unmanned aerial vehicle," *Mechatronics*, 2012.
- [18] J. Leonard, A. Savvaris, and A. Tsourdos, "Toward a fully autonomous swarm of unmanned aerial vehicles," *UKACC Conference on Control*, pp. 286-291, 2012



**정승호**

2010년 충남대학교 메카트로닉스공학과 학사 졸업. 2012년 충남대학교 메카트로닉스공학과 석사 졸업. 2012년~현재 LIG Nex1 연구원. 관심분야는 무인항공기 개발 및 제어.



**정슬**

1988년 미국 웨인 주립대 전기 및 컴퓨터 공학과 졸업. 1991년 미국 캘리포니아대 데이비스 전기 및 컴퓨터 공학과 석사. 동 대학 박사. 1997년~현재 충남대학교 메카트로닉스공학과 교수. 관심분야는 지능제어 및 지능로봇 시스템,

장애우를 위한 보행 및 휠체어 로봇 설계 및 개발, 가정용 서비스 로봇 개발, 로봇 교육.