

실험 데이터 기반의 PID제어기를 이용한 쿼드로터의 고도제어

Quadrotor altitude control with experimental data-based PID controller

이 호 성*, 박 지 선*, 최 호 림**

Ho-Sung Lee*, Ji-Sun Park*, Ho-Lim Choi**

Abstract

In this paper, we propose a PID controller for altitude control of quadrotor system with experimental analysis. The Routh-Hurwitz test is applied to analyze the system to which our proposed controller is applied. We also summarize experimental data in which the gain values of k_P , k_I , and k_D are changed using MATLAB and Simulink based on mathematical modeling of the quadrotor system. Based on the summarized experimental data, we analyze the effect of changes in each gain values (k_p , k_i , k_d) of PID controller on altitude control of quadrotor, and present an algorithm for tuning the PID controller gain values. The PID controller with the proposed algorithm is applied to AR.Drone system, subsequently and result are verified through experiments.

요 약

본 논문에서는 실험적 분석을 이용하여 쿼드로터 시스템의 고도제어를 위한 PID제어기를 제안한다. 제안된 제어기가 적용된 시스템의 안정성을 분석하기 위해 Routh-Hurwitz 판별법을 적용한다. 또한 쿼드로터 시스템을 수학적 모델링을 기반으로 MATLAB과 Simulink를 이용하여 k_p , k_i , k_d 각각의 값을 변화시키며 실험의 결과를 정리한다. 정리된 실험의 결과를 바탕으로 PID제어기 각각의 이득값(k_p , k_i , k_d)의 변화가 쿼드로터의 자세제어에 미치는 영향에 대하여 분석하고, 분석한 내용을 바탕으로 제어기 이득값을 튜닝하기 위한 알고리즘을 제시한다. 제안된 알고리즘을 적용한 PID 제어기는 실제 시스템인 AR.Drone에 적용하여 효과를 실험적으로 검증한다.

Key words : PID controller, quadrotor system, AR drone, altitude control, PID gains tuning method

1. 서론

쿼드로터는 무인 비행체로 현재 다양한 응용 분야에서 많은 주목을 받고 있다[1, 2, 3]. 특히, 쿼드로터의 고도 제어는 자율 주행 시스템 분야에서 구현되어야 할 중요

한 부분 중 하나이다. 이는 쿼드로터의 안정적인 임무 수행에 필연적이며, 이를 위해 효과적인 제어 알고리즘이 필요하다.

PID 제어기는 비례, 적분, 미분항이 선형적으로 결합하여 구성된 제어기로 다양한 산업 분야에서 시퀀스, 온

* Dept. of Electrical Engineering, Dong-A University

★ Corresponding author

E-mail : hlchoi@dau.ac.kr, Tel : +82-51-200-7734

※ Acknowledgment

This work was supported by the National Research Foundation of Korea(NRF) grant funded by the Korea government(MSIT) (No. 2023R1A2C1002832).

Manuscript received May.10, 2024; revised Jun. 5, 2024; accepted Jun. 11, 2024.

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

도, 압력 등 여러 가지 물리량을 조절하기 위해 사용된다. 현대에는 다양한 형태의 제어이론이 발전하였지만 이처럼 PID 제어기는 단순하고 강인한 특성을 갖기에 현재까지도 여러 분야에서 사용되고 있다. 그 때문에 쿼드로터 제어를 위한 PID 제어기도 다양한 형태로 연구가 이뤄지고 있다[4, 5]. [5]는 PID를 변형시켜 PID-PD, PI-PD 형태의 제어기를 제안하였다. 그러나 가격함수를 최소화하려는 동조 방법을 사용하게 되어 설계 과정이 복잡해지는 단점을 가지고 있다. 또한, 다양한 형태로 변형시키는 등의 방식도 많이 고안되지만, PID 제어기의 성능은 제어 알고리즘의 설계와 튜닝에 크게 의존하게 된다. 따라서 효과적으로 이득값을 튜닝하면 시스템 출력의 응답속도, 안정성 및 성능을 개선할 수 있다. 하지만 PID 제어기를 사용하기 위한 튜닝 과정에서 전문가의 도움이 필요하다. 튜닝하는 전문가마다 다른 방식을 사용하지만 대부분 지글러-니콜스 방법이 사용된다[6, 7]. [7]에서는 PID 제어기에서 안정화 시간을 최소화할 수 있는 이득 계수를 구하기 위해 지글러-니콜스 방법을 사용하였다. 그러나 지글러-니콜스 방법 역시 실험을 기반해 이득을 도출해 내는 방식으로 많은 시간이 소요된다. 또한, 지글러-니콜스 방법 이외에도 다양한 튜닝 방식의 연구가 진행된다[8, 9, 10, 11]. 이처럼 여러 알고리즘을 기반으로 PID 제어기의 설계 또는 튜닝을 진행하기 위한 여러 가지 방식이 고안되고 있으며 많은 연구가 진행되고 있다.

본 논문에서는 오버슈트, 정착시간, 정상상태 오차 그리고 정상상태에서 바운드를 고려해 PID 제어기 이득의 튜닝 방안을 제안한다. 선형화와 Laplace 변환을 통해 얻은 시스템의 동역학 방정식을 기반으로 하여 제안된 제어기가 포함된 페루프 시스템의 안정성 분석을 위해 Routh- Hurwitz 판별법을 사용한다. 기존의 PID 제어기 설계 방식을 이용하여 기준이 되는 제어기 이득값을 정하고 기준이 되는 이득값에서 비례 적분 미분항을 변화시키며 실험 결과를 관찰한다. 관찰한 실험의 결과를 토대로 이득값의 변화에 따른 쿼드로터 시스템 출력의 변화를 분석하고, 쿼드로터 시스템의 안정성과 성능을 향상시킬 수 있는 튜닝 방안을 알고리즘의 형태로 정리한다. 또한, 제안된 알고리즘을 사용하여 이득값을 선정하고 실험을 통해 알고리즘의 타당성을 검증한다. 본 연구를 통해 쿼드로터 비행 시스템의 안정성 및 신뢰성을 향상할 뿐만 아니라, 다양한 부분에서 활용되는 PID 제어기의 설계 및 튜닝 과정에서 제어기 이득값 설정의 어려움을 해소하는 데 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

II. Parrot사의 AR.Drone 쿼드로터 시스템의 동역학 방정식 및 선형화

실험에는 Parrot사의 AR.Drone을 사용하였으며, 실험 환경은 그림 1과 같다.



Fig. 1. Parrot's AR.Drone.
그림 1. Parrot사의 AR.Drone

그림 2는 쿼드로터 시스템을 도식화 한 그림이다. 그림 2에서 1, 2, 3, 4는 각각의 모터를 나타내며, 각 모터에 대한 입력을 $u_j (j = 1, 2, 3, 4)$ 로 정의한다.

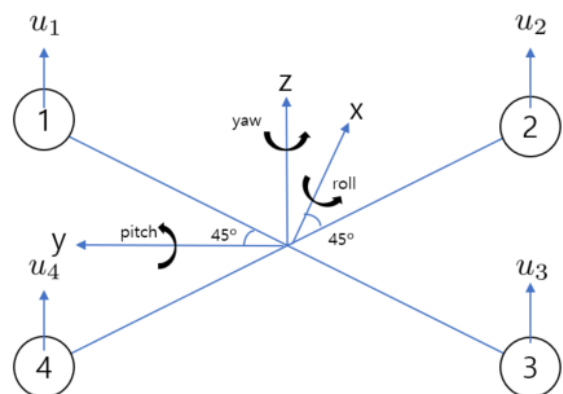


Fig. 2. Quadrotor coordinate system.
그림 2. 쿼드로터의 좌표계

Parrot사의 AR.Drone 파라미터는 표 1과 같다. 여기서 g 는 중력가속도 그리고 m 은 쿼드로터의 무게이다.

Table 1. Parrot's AR.Drone's Parameter.

표 1. Parrot사의 AR.Drone의 Parameter

	Value	Unit
m	0.429	kg
g	9.81	m/s^2

본 실험은 고도제어에 관한 실험이므로 고도에 대한 동역학 방정식을 뉴턴-오일러 방정식을 통해 나타내면 다음과 같다.

$$\ddot{z} = [(\cos(\phi)\cos(\theta)U_z)]/m - g \tag{1}$$

여기서 z 는 z 축 방향의 높이, ϕ 는 roll각, θ 는 pitch 각이다.

식 (1)을 선형화하여 쿼드로터의 전달함수를 구한다. 이 때, 식 (1)은 평형점에서 $z(t)$, $\phi(t)$, $\theta(t)$, $\psi(t)$, $\dot{z}(t)$, $\dot{\phi}(t)$, $\dot{\theta}(t)$, $\dot{\psi}(t)$ 가 모두 0의 값을 가지므로, $\cos\phi = \cos\theta = 1$ 의 값을 가진다. 따라서 식 (1)을 평형점을 영점으로 하는 자코비안 선형화를 이용해 선형화하면 다음과 같다.

$$\ddot{z} = U_z/m - g \tag{2}$$

고도제어를 위해 z -시스템의 제어기를 설계하기 위해 다음 장에서 선형화된 식 (2)를 라플라스 변환하여 시스템 식을 구한다.

III. 쿼드로터 고도 제어를 위한 PID 제어기 설계 및 분석

식 (2)를 라플라스 변환하면 다음과 같다.

$$Z(s) = \frac{U_z(s)}{ms^2} - \frac{g}{s^3} \tag{3}$$

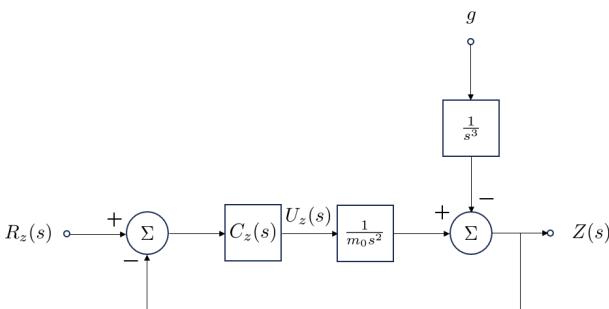


Fig. 3. Block diagram of equation (3) with controller.
그림 3. 제어기를 포함하는 식 (3)의 블록선도

제어기를 포함하는 페루프 시스템 식을 구하기 위해 식 (3)을 이용해 제어기를 포함하는 페루프 시스템의 형태를 블록선도로 나타내면 다음과 같다.

그림 3의 블록선도를 통해 $C_z(s)$ 를 포함하는 페루프 시스템의 식을 구하면 다음과 같다.

$$Z(s) = \frac{C_z(s)}{ms^2 + C_z(s)}R_z(s) - \frac{ms^2}{ms^2 + C_z(s)}\frac{g}{s^3} \tag{4}$$

PID 제어기($C_z(s) = k_p + \frac{k_I}{s} + k_Ds$)를 포함하는 페루프 시스템의 식을 식 (4)를 이용해 구할수 있다.

$$Z_{PID}(s) = \frac{k_Ds^2 + k_Ps + k_I}{ms^3 + k_Ds^2 + k_Ps + k_I}R_z(s) - \frac{ms^3}{ms^3 + k_Ds^2 + k_Ps + k_I}\frac{g}{s^3} \tag{5}$$

식 (5)는 PID 제어기를 포함하는 페루프 시스템의 식이며, 여기서 k_{Pz} , k_{Iz} , k_{Dz} 는 일정한 제어 이득값으로 상수 값이다.

표 1을 식 (5)에 대입하여 정리하면 다음과 같다.

$$Z_{PID}(s) = \frac{k_Ds^2 + k_Ps + k_I}{0.429s^3 + k_Ds^2 + k_Ps + k_I}R_z(s) - \frac{0.429s^3}{0.429s^3 + k_Ds^2 + k_Ps + k_I}\frac{9.81}{s^3} \tag{6}$$

시스템의 안정성을 판별하기 위해 Routh-Hurwitz 판별법을 이용하여 식 (6)을 분석하면 표 2와 같다.

Table 2. Routh Array.

표 2. Routh Array

s^3	0.429	k_P
s^2	k_D	k_I
s^1	$-(0.429k_I - k_Pk_{Dz})/(k_D)$	0
s^0	k_I	0

표 2를 통해 시스템이 안정한 조건을 구하면 다음과 같다.

$$k_D, k_I > 0$$

$$0.429k_I < k_Pk_D \tag{7}$$

PID 제어기의 이득값 k_P , k_I , k_D 가 식 (7)을 만족하면 쿼드로터 시스템은 안정한 것을 알 수 있다.

IV. 이득값 변화에 따른 제어기 성능변화 실험 및 관찰

용어정리

오버슈트(overshoot : M_p)는 최종 정상상태 값을 넘는 상승분 오차의 백분율 값을 나타낸다.

정착시간(settling time : T_s)은 최종값의 2% 이내에 들어가 머무르는데 걸리는 시간을 의미한다.

정상상태오차(steady state error : E_{ss})는 최종 정상상태의 값과 입력의 값의 차를 백분율 값으로 나타낸 것을 의미한다.

정상상태에서의 바운드(bound at steady state : B_{ss})는 정상상태에서 진동범위를 의미한다.

1. 초기 이득값 선정 및 이득값 변경 방법 제안

k_P , k_I , k_D 의 변화시키며, 변화에 따른 제어성능을 관찰하기 위해 초기 이득값을 선정한다. 선정 방법은 전통적인 PID 제어기의 이득값 선정 방법을 사용하였다. 그림 4는 쿼드로터의 고도에 대한 실험 결과를 나타낸다. 제어기 이득값은 $k_P = 4$, $k_I = 0.05$, $k_D = 1.2$ 로 설정하였다.

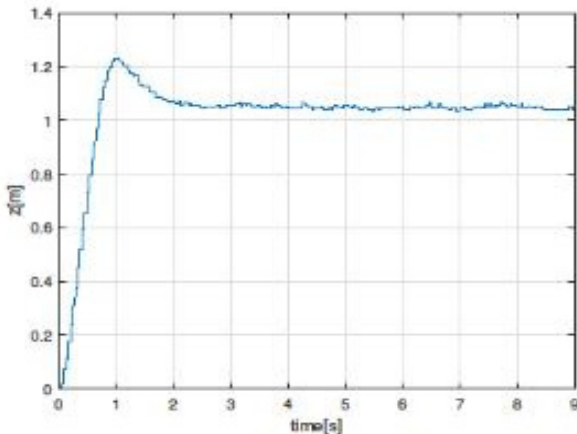


Fig. 4. Altitude of the quadrotor with $k_P = 4$, $k_I = 0.05$, $k_D = 1.2$.

그림 4. $k_P = 4$, $k_I = 0.05$, $k_D = 1.2$ 일 때의 쿼드로터의 고도

그림 4을 통해 오버슈트 $M_p = 22.94\%$, 정상상태오차 $E_{ss} = 4.69\%$, 정착시간 $T_s = 1.284$ 초 그리고 정상상태에서의 바운드 $B_{ss} = 5.75\%$ 인 것을 알 수 있다. 이후 실험에서는 이득값 k_P , k_I , k_D 의 변화에 따른 시스템 출력의 변화를 관찰하기 위해 각각의 이득값을 기준 이득값에서 2배 증가 시킨 이득값과 2배 감소 시킨 이득값

을 이용하여 실험을 진행할 예정이다. 각 이득값의 변화는 그림 5로 정리하였다.

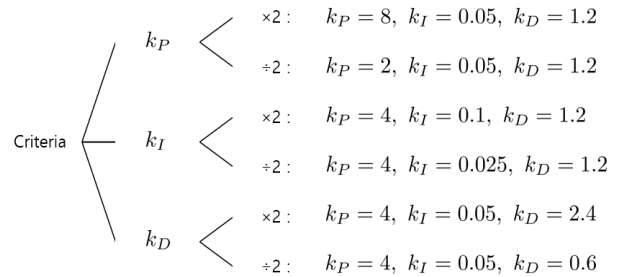


Fig. 5. Criteria for changing gain value used in experiments.

그림 5. 실험에서 사용하는 이득값 변화에 대한 기준

2. 이득값(k_P) 변화에 따른 실험적 결과 및 고찰

k_P 의 증감에 따른 실험의 결과 및 분석은 다음과 같다.

먼저 그림 6은 k_P 를 2배 증가시킨 실험결과 그래프이다($k_P = 8$, $k_I = 0.05$, $k_D = 1.2$).

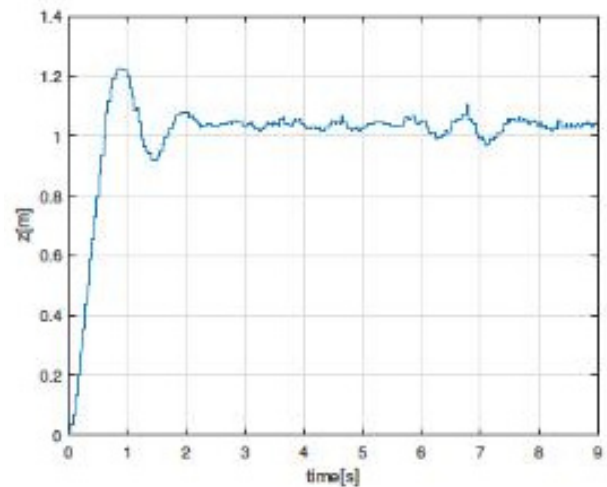


Fig. 6. Altitude of the quadrotor with $k_P = 8$, $k_I = 0.05$, $k_D = 1.2$.

그림 6. $k_P = 8$, $k_I = 0.05$, $k_D = 1.2$ 일 때의 쿼드로터의 고도

k_P 가 증가했을 때 그래프를 보면 정착시간 $T_s = 1.426$ 초, 오버슈트 $M_p = 22.56\%$, 정상상태오차 $E_{ss} = 3.33\%$ 로 각각 0.142초, 0.38%, 1.36% 씩 감소했으나, 정상상태에서 바운드가 심해지며 정상상태에서 바운드 값이 13.56%로 기준 제어기 보다 7.81% 커지는 것을 확인할 수 있다.

그림 7은 k_P 를 2배 감소시킨 실험결과 그래프이다($k_P = 2$, $k_I = 0.05$, $k_D = 1.2$).

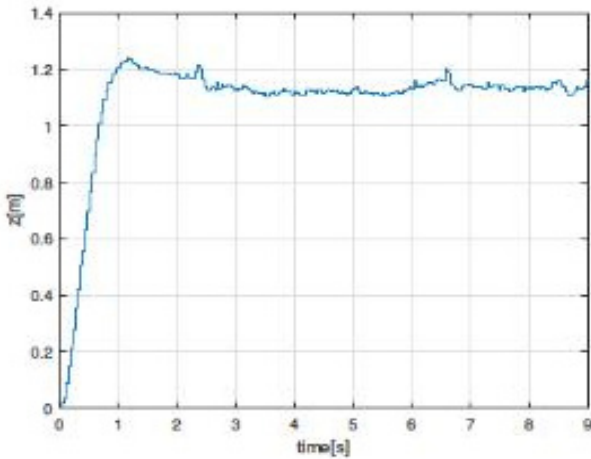


Fig. 7. Altitude of the quadrotor with $k_p=2$, $k_I=0.05$, $k_D=1.2$.

그림 7. $k_p=2$, $k_I=0.05$, $k_D=1.2$ 일 때의 쿼드콥터의 고도

k_p 는 감소 시 정착시간 $T_s = 1.926$ 초로 약 0.642초 증가했으며, 오버슈트 $M_p = 24.15\%$ 로 1.21% 증가했고, 정상상태오차 $E_{ss} = 13.19\%$ 로 8.5% 증가하였다. 또한 정상상태에서의 바운드 $B_{ss} = 9.72\%$ 로 역시 3.97% 증가하는 결과를 보인다. 모든 영역에서 기준 이득값에 비해 실험 결과가 증가하는 것을 볼 수 있다. 따라서 전반적인 제어작용이 좋지 않은 결과를 가지는 것을 확인할 수 있다.

3. 이득값(k_I) 변화에 따른 실험적 결과 및 고찰

k_I 의 증감에 따른 변화의 그래프와 결과는 다음과 같다. 그림 8은 k_I 의 2배 증가 시 실험결과 그래프이다 ($k_p = 4$, $k_I = 0.1$, $k_D = 1.2$).

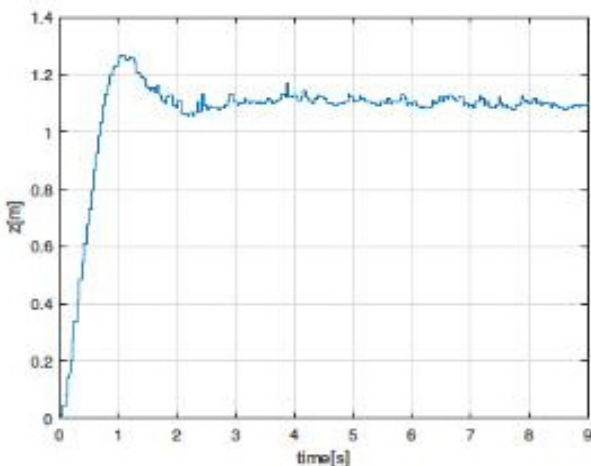


Fig. 8. altitude of the quadrotor with $k_p=4$, $k_I=0.1$, $k_D=1.2$.

그림 8. $k_p=4$, $k_I=0.1$, $k_D=1.2$ 일 때의 쿼드콥터의 고도

k_I 는 증가 시 정착시간 $T_s = 1.474$ 초로 기존 이득값의 출력 결과와 차이가 0.19초이며, 오버슈트 ($M_p = 27.01\%$)는 4.07% 증가했음을 알 수 있다. 정상상태 오차 $E_{ss} = 10.26\%$, 정상상태에서의 바운드 $B_{ss} = 6.56\%$ 는 각각 5.57%와 0.81% 증가하였다. 따라서 k_I 는 증가시키면 정착시간은 변화가 없지만 정상상태 오차가 크게 증가하고, 오버슈트와 정상상태 바운드도 증가하는 것을 알 수 있다.

그림 9는 k_I 를 2배 감소 시 실험결과 그래프이다 ($k_p = 4, k_I = 0.025, k_D = 1.2$).

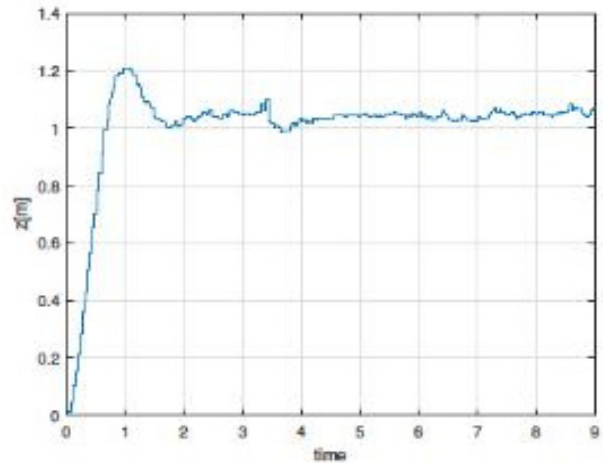


Fig. 9. Altitude of the quadrotor with $k_p=4$, $k_I=0.025$, $k_D=1.2$.

그림 9. $k_p=4, k_I=0.025, k_D=1.2$ 일 때의 쿼드콥터의 고도

k_I 는 감소 시 정착시간 $T_s = 1.408$ 초로 k_I 증가 시와 큰 차이가 없으며, 오버슈트 $M_p = 21.06\%$ 로 1.88%가 감소했으며, 정상상태 오차 $E_{ss} = 4.37\%$ 로 큰 변화는 없으나 0.32% 감소했다. 또한 정상상태에서의 바운드 $B_{ss} = 6.63\%$ 로 0.88% 증가하였다. 따라서 k_I 를 증가시키는 것은 출력 성능 증가에는 좋지 않은 결과를 가져오고, k_I 를 감소시키면 오버슈트와 정상상태 오차를 감소시킬 수 있다.

4. 이득값(k_D) 변화에 따른 실험적 결과 및 고찰

k_D 의 증감에 따른 변화의 그래프와 결과는 다음과 같다. 그림 10은 k_D 를 2배 증가시킨 그래프이다($k_p = 4$, $k_I = 0.05$, $k_D = 2.4$).

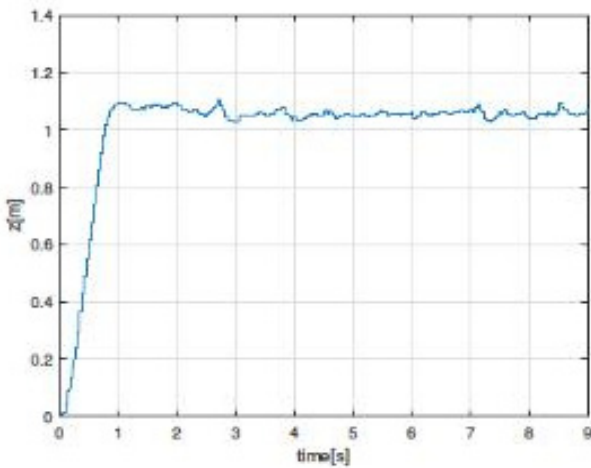


Fig. 10. Altitude of the quadrotor with $k_p=4$, $k_I=0.05$, $k_D=2.4$

그림 10. $k_p=4$, $k_I=0.05$, $k_D=2.4$ 일 때의 쿼드로터의 고도

k_D 는 증가 시 정착시간($T_s = 1.242$ 초)이 0.042초 감소했으며, 오버슈트($M_p = 11.48\%$)역시 11.46% 감소했다. 정상상태 오차($E_{ss} = 5.52\%$)는 0.83% 증가했고, 정상상태에서의 바운드 $B_{ss} = 6.71\%$ 로 0.96% 증가하였다.

그림 11은 k_D 를 2배 감소시킨 그래프이다($k_p = 4$, $k_I = 0.05$, $k_D = 0.6$).

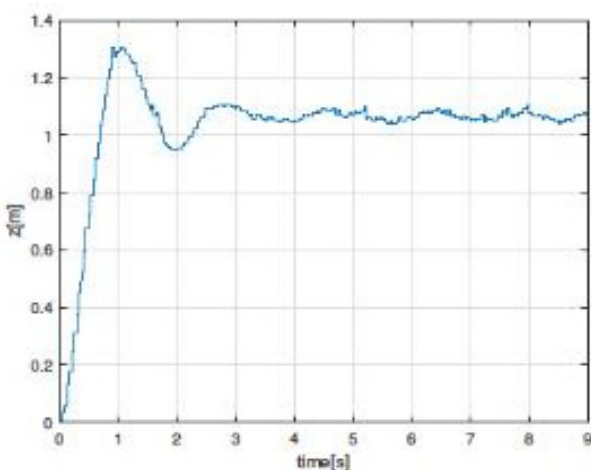


Fig. 11. Altitude of the quadrotor with $k_p=4$, $k_I=0.05$, $k_D=0.6$.

그림 11. $k_p=4$, $k_I=0.05$, $k_D=0.6$ 일 때의 쿼드로터의 고도

그림 11는 k_D 를 감소 했을 때의 그래프이며, 정착시간(2.566초)이 약 1.282초 증가했다. 또한 오버슈트가 30.86%로 7.92% 증가했고, 정상상태 오차는 6.68%이며, 정상상태에서 바운드는 6.48%로 각각 1.99%와

0.73% 증가하였다.

그림 10과 그림 11의 결과를 통해 k_D 를 증가시켰을 때, 정착시간과 오버슈트가 감소하는 것을 확인할 수 있다.

V. PID제어기 이득값 변화에 대한 방안

4장에서의 실험결과를 정리해 그래프로 나타내면 다음과 같다.

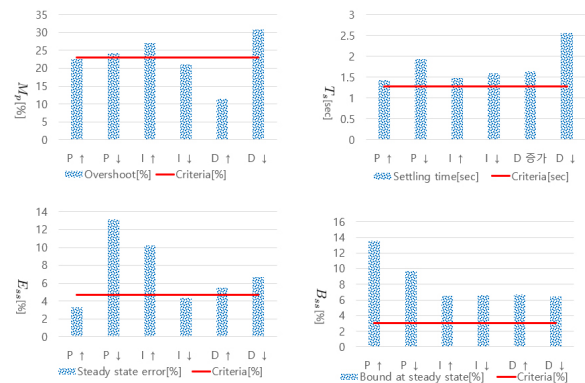


Fig. 12. Results according to k_p , k_I , k_D change.

그림 12. k_p , k_I , k_D 변화에 따른 결과

그림 12를 보면 오버슈트를 감소시키기 위해 k_I 를 감소시키거나 k_D 를 증가시켜야 하고, 정상상태 오차를 감소시키기 위해 k_p 를 증가시키거나 k_I 를 감소시켜야 한다. 그러나 정상상태 오차를 감소시키기 위해 k_p 와 k_I 를 크게 증가시키면 정상상태 바운드가 증가하여 작은 외란(바람, 센서 이상 등)에도 크게 반응하여 고도제어가 불안정해 질 가능성이 있다. 이처럼 각 제어이득이 여러 출력성능에 관여하고 있기 때문에 한번에 값을 크게 바꾸는 것은 추천하지 않는다. 또한, 제어이득이 커지게 되면 시스템의 입력도 커지게 된다. 그러나 실제 시스템인 쿼드로터 시스템은 모터 출력이 제한되어 있어 시스템 입력이 모터 출력 제한보다 커지게 되면 제어가 작동하지 않는다. 따라서 제어기의 이득값은 쿼드로터 시스템의 제한 범위를 벗어나지 않도록 적절히 조절하여야 한다.

4장의 실험 결과와 그림 12를 바탕으로 이득값 조정을 위한 알고리즘을 그림 13에 정리하였다.

그림 13은 실험 데이터 기반의 PID 제어기 이득값 조정에 대한 방안을 순서대로 나타낸 것이다. 초기값은 그림 4와 같은 안정되는 조건을 만족하는 이득값 k_{p0} , k_{I0} , k_{D0} 에서 설정하였다. 먼저 정상상태 바운드를 만족

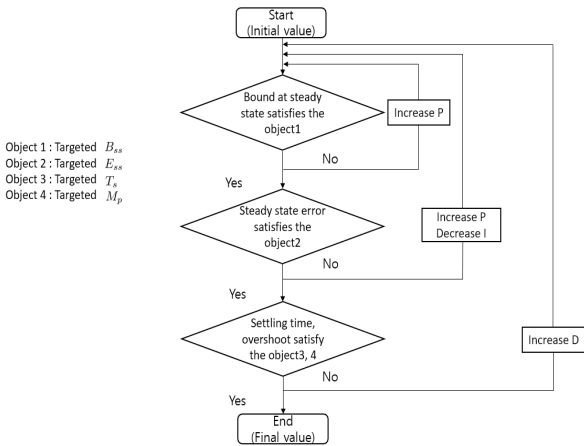


Fig. 13. Order for adjustment of k_p, k_i, k_d values.
 그림 13. k_p, k_i, k_d 값의 조정을 위한 순서도

하는지에 대해 판단한다. 정상상태 바운드가 목표 출력 성능 범위를 벗어나면 k_{p0} 의 값을 조정해 정상상태 바운드가 목표 출력 성능을 만족하는 이득값을 찾아 k_{p1} 의 값으로 설정한다. 다음은 정상상태 오차에 대한 결과를 판별한다. 정상상태 오차가 목표 출력 성능을 만족하지 못하면 k_{p1} 값을 증가시키거나, k_{i0} 의 값을 감소시켜 목표하는 정상상태 오차를 만족하는 이득 값 k_{p2}, k_{i1} 을 설정한다. 이 때, k_{p2} 의 값이 너무 커지면 정상상태에서의 바운드가 커지므로, 너무 크지 않은 값으로 설정한다. k_{p2} 의 변화는 정상상태 오차 감소에 크게 작용하며, k_{i1} 의 변화는 k_{p2} 의 변화에 비해 정상상태 오차의 감소비가 상대적으로 작는데 이는 k_{p2} 값이 k_{i1} 의 값보다 상대적으로 크기 때문에 정상상태 오차의 감소비 역시 차이가 난다. 마지막으로 오버슈트와 정착시간을 조정하기 위해 k_{D0} 의 값을 증가시켜 목표하는 오버슈트 및 정착시간을 만족한다. 앞서 k_{p0}, k_{i0} 를 k_{p2}, k_{i1} 으로 조절하며 초기 오버슈트와 정착시간과 현재 오버슈트와 정착시간이 다를 수 있다. 따라서 k_{D0} 의 값을 조절해 목표하는 오버슈트 및 정착시간을 만족하면 k_{D1} 의 값을 구할 수 있다. 조건을 모두 만족하는 이득값은 각각 k_{p2}, k_{i1}, k_{D1} 이며, 이 값을 제어기의 k_p, k_i, k_d 로 설정한다. 후시 최종적으로 구한 제어이득 k_p, k_i, k_d 를 대입한 제어기의 출력 성능이 만족스럽지 못할 경우 위의 다시 그림 13의 순서도를 따라 재시도한다.

제안된 알고리즘에 따라 PID 이득 값을 $k_p = 6, k_i = 0.025, k_d = 2.4$ 로 재설정된 제어기를 적용한 쿼드콥터 시스템의 고도그래프는 다음과 같다.

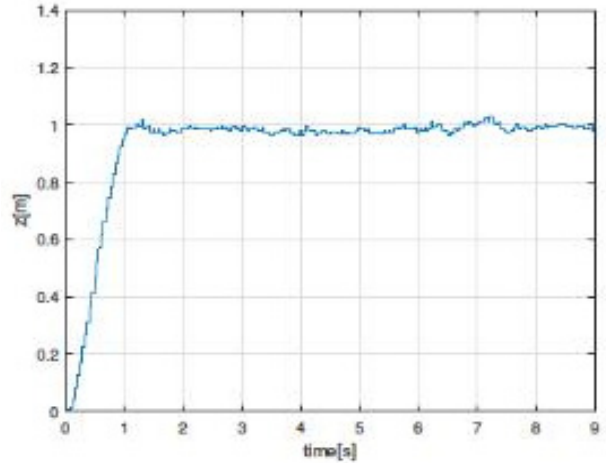


Fig. 14. Altitude of the quadrotor with $k_p = 6, k_i = 0.025, k_d = 2.4$.

그림 14. $k_p = 6, k_i = 0.025, k_d = 2.4$ 일 때의 쿼드콥터의 고도

그림 14를 보면 오버슈트 3.95%, 정착시간 1.082초, 정상상태 오차 1.30% 및 정상상태에서의 바운드는 6.27%로 기존 이득값을 활용한 제어기의 출력성능 보다 각각 18.99%, 0.202초, 3.39% 그리고 0.52% 감소한 것을 확인할 수 있다.

Table 3. Consequences according to PID gain change.

표 3. 이득변화에 따른 변화

	$P \uparrow$	$P \downarrow$	$I \uparrow$	$I \downarrow$	$D \uparrow$	$D \downarrow$
M_p	-	-	up	down	down	up
T_s	down	up	-	-	down	up
E_{ss}	down	up	up	down	-	-
B_{ss}	up	down	-	-	-	-

표 3의 '-'는 변화가 큰 영향을 미치지 않음을 나타낸다.

실험에 따른 데이터를 기반으로 그림 13과 같이 정리했으며, 실험 데이터를 기반으로 작성한 표가 그림과 실험의 타당성을 입증한다.

VI. 결론

본 논문에서는 쿼드콥터의 고도 제어를 위한 PID 제어기를 설계하였고, Routh-Hurwitz 판별법을 통해 제안된 제어기를 사용한 쿼드콥터 시스템의 안정성을 확인하였다. PID 제어기 이득값을 증가 또는 감소 시켜 이득

값의 제어 효과를 관찰하고, k_P , k_I , k_D 를 변화시켜 얻을 수 있는 이득을 정리하였다. 관찰한 결과를 바탕으로 목표 시스템 출력 성능을 만족하기 위한 이득값 변환 알고리즘을 제안하였다. 그림 4는 전통적인 PID 제어 이득값 선정 제어기의 결과 그래프이다. 이 그래프는 제안된 알고리즘을 사용한 제어 이득을 이용한 그림 14의 제안된 알고리즘을 바탕으로 한 결과 그래프와 비교하였을 때, 제안된 알고리즘의 제어 이득값을 사용한 제어기의 결과값의 오버슈트와 정착시간이 더 작은 것을 확인함으로써 실험을 통해 알고리즘의 타당성을 입증하였다.

본 논문은 기존 연구에서 이론상의 정상상태오차를 정상상태에서 바운드로 정의하고, 정상상태오차를 실험에 따라 새롭게 정의하여 알고리즘을 설계함으로써 일반적인 PID 제어기 이득값 튜닝에서 뿐만 아니라 시스템의 노후화 또는 계속해서 변화하는 환경 등의 이유로 시간에 따라 변화할 수 있는 값들에 대해 적응형으로 설계되는 PID 오토튜닝 시스템[12, 13]에 적용함에 이점을 볼 수 있을 것으로 예상된다.

References

[1] H. J. Jeong, Y. J. Kim, S. K. Kim, and J. Y. Suk, "Stability analysis of INDI controller of fixed-wing and quadrotor UAV," *The Society for Aerospace System Engineering fall conference*, pp.48-49, 2023.

[2] H. Ríos, J. González-Sierra, and A. Dzul, "Robust tracking output-control for a quad-rotor: A continuous sliding-mode approach," *Journal of the Franklin Institute*, vol.354, no.15, pp.6672-6691, 2017. DOI: 10.1016/j.jfranklin.2017.08.024

[3] Y.-C. Um, "A study on design and analysis of a sliding mode controller with a gain-scaling factor of a quadrotor system," *Master's thesis, Dong-A University*, 2020.

[4] J.-S. Wang, S.-Y. Lee, S.-H. Yang, S.-W. Lee, and S.-J. Joo, "Attitude control of the quad-rotor using the modified PID controller," *Proceedings of the Korean Institute of Electrical Engineers summer conference*, vol.129, no.part A, pp.1800-1801, 2011.

[5] C.-H. Kim, D.-G. Im, and B.-S. Seo, "Optimum tuning of modified PID controller using a property

of the affine set," *Journal of the Institute of Electronics Engineers of Korea. SC*, vol.42, no.6, pp.15-22, 2005.

[6] C. I. Muresan and R. De Keyser, "Revisiting Ziegler-Nichols. A fractional order approach," *Instrumentation System and Automation Society Transactions*, vol.129, part.A, pp.287-296, 2022. DOI: 10.1016/j.isatra.2022.01.017

[7] S. R. Lee, "The modified Ziegler-Nichols method for obtaining the optimum PID gain coefficients under quadcopter flight system," *Journal of the Korea Convergence Society*, vol.42, no.11, pp.195-201, 2020. DOI : 10.15207/JKCS.2020.11.11.195

[8] S. J. Kim, J. Y. Cho, and J. Y. Kim, "Parameter tuning method of PID controller using ensemble algorithm," *The Korean Society for Precision Engineering Fall Conference*, no.5, pp.764, 2021.

[9] M. S. Jang, C. H. Lee, and J.-W. Lee, "Optimization method of PID control gain for multicopter using genetic algorithm," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, no.7, pp.670-671, 2021.

[10] K. Khuwaja, I. C. Tarca, N.-u. ZamanLighari, and R. C. Tarca, "PID Controller tuning optimization with genetic algorithms for a quadcopter," *Recent Innovations in Mechatronics*, vol.5, no.1, 2018. DOI: 10.17667/riim.2018.1/11

[11] S. H. Kim and D. G. Kim, "Improving genetic algorithm based quadcopter PID control gain optimization by modified objective function," *Proceedings of the Korean Society of Computer Information Conference*, no.6, pp.1,811-1,813, 2023.

[12] S.-J. Park "PID Self-tuning for steering position control of mobile robot," *Journal of Platform Technology*, vol.5, no.4, pp.55-67, 2017.

[13] T. S. Park, M. S. Kim, J. H. Lee, N. W. Gon, Y. J. Park, and P. G. Park "PID controller gain tuning algorithm using reinforcement learning," *Institute of Control, Robotics and Systems Conference*, no.6, pp.689-690, 2021.

BIOGRAPHY

Ho-Sung Lee (Member)

2019~present : BS degree in
Electrical Engineering, Dong-A
University.

Ji-Sun Park (Member)

2019 : BS degree in Electrical
Engineering, Dong-A University.
2021 : MS degree in Electrical
Engineering, Dong-A University.
2021~present : PhD degree in
Electrical Engineering, Dong-A
University.

Ho-Lim Choi (Member)

Reference to Journal of the
Institute of Korean Electrical and
Electronics Engineers Vol.22, No.1.