

쿼드로터형 비행로봇의 자세 안정화 성능 개선

Attitude Stabilization Performance Improvement of the Quadrotor Flying Robot

황 종 현, 황 성 필, 홍 성 경*, 유 민 구

(Jong Hyon Hwang¹, Sungpil Hwang¹, Sung Kyung Hong¹, and Min Goo Yoo²)

¹Sejong University

²Korean Air R&D Center

Abstract: This paper focuses on attitude stabilization performance improvement of the quadrotor flying robot. First, the dynamic model of quadrotor flying robot was estimated through PEM (Prediction Error Method) using experimental input/output data. And attitude stabilization performance was improved by increasing the generation frequency of PWM signal from 50 Hz to 500 Hz. Also, the controller is implemented using a standard PID (Proportional-Integral-Derivative) controller augmented with feedback on angular acceleration, allowed the gains to be significantly increased, yielding higher bandwidth. Improved attitude stabilization performance is verified by experiment.

Keywords: quadrotor, stabilization, UAV, pwm, attitude controller

I. 서론

4개의 로터를 갖는 쿼드로터형 비행로봇은 수직이착륙이 가능하고, 기구학적인 구조가 단순하며, 소형화에 유리한 이점을 갖고 최근 그 연구가 활발히 진행되고 있다[1].

쿼드로터형 비행로봇을 이용한 최근의 연구들은 주로 안정화 제어가 포함된 비행로봇은 구매하고[2], 외부 유도 제어 법칙을 설계하는데 초점이 맞춰져 있다. 대표적인 연구 성과들로는 UPENN의 Grasp Lab.의 협동제어[3], MIT CSAIL의 실내 매핑[4], ETH at Zurich의 모션 컨트롤[5], Stanford의 고기동 비행제어[6] 등이 있다.

본 논문에서는 외부 유도 제어 법칙을 설계하기에 앞서 쿼드로터 비행로봇의 안정화 자세 제어 성능을 향상시키는 방법들에 대하여 연구하였다. 실험을 통한 안정화된 자세 제어 이득을 바탕으로 PEM (Prediction Error Method)을 이용하여 쿼드로터 비행로봇의 동적 모델링을 수행하였으며, PWM (Pulse Width Modulation) 입력 신호 분해능 향상을 통하여 자세 제어 성능을 향상시켰다. 또한 각속도 피드백을 추가한 PIDD 제어를 설계하였으며, 비행 시험을 통하여 향상된 성능을 검증하였다.

II. PEM을 이용한 동적 모델링

쿼드로터형 비행로봇의 제어를 설계하기에 앞서 동적

모델링을 수행하였다. 일반적으로 사용되고 있는 불확실성이 포함된 수학적 모델링 대신에, 실험을 통하여 PEM을 이용한 동적 모델링을 도출하였다.

일반적으로 사용되고 있는 수학적 모델링[5]의 경우에는 단순화된 모델로 가정하고 모델링을 수행하게 된다. 하지만 모터의 영향 및 동체 좌표계의 원점과 무게중심의 불일치 등을 고려하지 않기 때문에 실제 비행로봇과는 상이한 운동 모델이 도출되며, 따라서 제어를 설계한다 하더라도 시뮬레이션 결과와 실제 운동이 다르게 나타나게 된다.

한편, PEM을 이용한 동적 모델링은 실제 입력 정보와 출력 정보를 이용하여 운동 모델을 추정하는 방법이다. 실험을 통하여 인가된 입력 정보에 따른 출력 정보들을 수집

표 1. 소형 무인 항공기 비교.

Table 1. Comparison various type of small UAV (1 = Bad, 3 = good).

	Fixed-Wing	Helicopter	Blimp	Quadrotor
Power cost	2	1	3	1
Control cost	2	1	3	3
Payload/volume	2	2	1	3
Maneuverability	2	3	1	3
Mechanics simplicity	2	1	3	3
Aerodynamics complexity	2	1	2	3
Low speed flight	1	3	3	3
High speed flight	3	3	1	3
Miniaturization	2	3	1	3
Survivability	2	2	2	1
Stationary flight	1	3	3	3
Total	21	23	23	29

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수: 2012. 4. 30., 수정: 2012. 5. 17., 채택확정: 2012. 5. 22.

황종현, 황성필, 홍성경: 세종대학교 항공우주공학과

(jhwang@sju.ac.kr/sungpily@sju.ac.kr/skhong@sejong.ac.kr)

유민구: 대한항공(mingyoo@koreanair.com)

※ 본 논문은 2012 제 27 회 ICROS 학술대회에 초안이 발표 되었으며, 한국 연구재단 중견연구자 지원사업(2011-0016807)에서 지원하여 연구하였음.

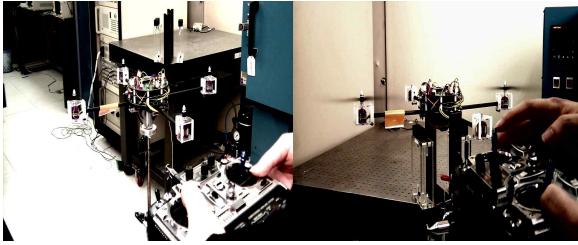


그림 1. 시험 장치 (요(좌), 롤, 피치(우)).
Fig. 1. Test bench (Yaw(Left), Roll, Pitch (Right)).

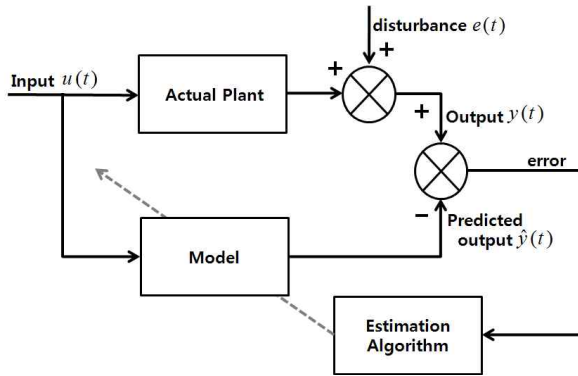


그림 2. 모델 추정 과정.
Fig. 2. Model estimation block diagram.

하고, 수집된 데이터를 바탕으로 측정치와 추정치의 오차를 최소화 시키는 반복 계산법을 사용하게 된다[7].

입력 및 출력정보 수집을 위하여 독일 dSPACE사의 ds1103을 사용하였고, 롤, 피치, 요축의 모델링 실험을 위한 각각의 시험 장치는 그림 1과 같다.

그림 2는 PEM을 통한 모델 추정 과정을 도식화 한 것이다. PEM은 실제 시스템의 출력과 가상의 모델의 출력과의 오차를 추정 알고리즘 통해서 모델을 추정하는 것이다.

$$\hat{y}(t) = \hat{G}(q, \theta)u(t) + \hat{H}(q, \theta)e(t) \quad (1)$$

여기서 \hat{G} 는 시스템의 예상되는 동적 특성을 나타내고 \hat{H} 은 예상되는 외란이나 잡음특성, q 는 지연 연산자(delay operator), θ 는 구하고자 하는 모델 계수의 벡터이며, $e(t)$ 는 측정 잡음(white noise), $u(t)$ 는 실제 입력 값, $\hat{y}(t)$ 는 가상의 모델의 출력 값이며, 예측된 출력 값이다.

예측 오차 기법은 최소 자승 반복법을 이용하여 비용 함수 $V(\hat{G}, \hat{H})$ 를 최소화 하여 모델의 계수를 구한다. 비용 함수는 아래의 식과 같다.

$$V(\hat{G}, \hat{H}) = \sum_{i=1}^N \epsilon^2(t) \quad (2)$$

이 때, ϵ 는 추정된 모델로부터 나온 출력 값과 실제 측정값과의 오차를 말하며, 아래의 식 (3)과 같이 다시 표현할 수 있다.

$$\epsilon(t) = y(t) - \hat{y}(t) = \hat{H}^{-1}(q, \theta)[y(t) - \hat{G}(q, \theta)u(t)] \quad (3)$$

ϵ 는 결국, 측정 잡음 e 와 같다고 볼 수 있으며, 이 측정

표 2. 모델 추정 결과.

Table 2. Model estimation result.

모드	전달함수	일치도 [%]
Roll	$\frac{\phi}{\phi_c} = \frac{540}{s^3 + 5.95s^2 + 129.3s + 485.7}$	90.4355
Pitch	$\frac{\theta}{\theta_c} = \frac{568.4}{s^3 + 6.02s^2 + 117.5s + 450}$	93.8338
Yaw	$\frac{\dot{\psi}}{\dot{\psi}_c} = \frac{-0.0038}{0.2691s + 1}$	92.9576

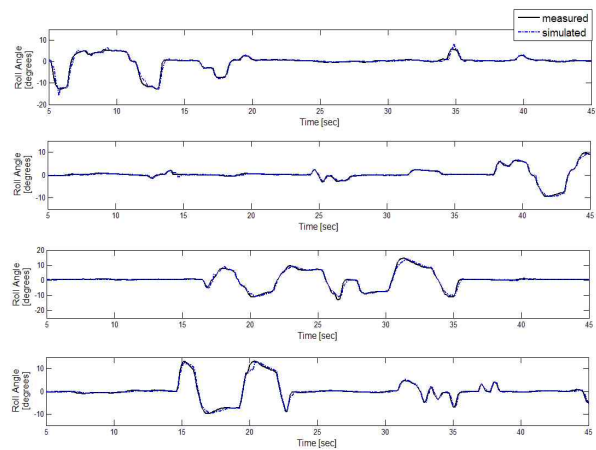


그림 3. 롤(ϕ)모델 추정 결과.
Fig. 3. Roll(ϕ) Model estimation result.

치와 추정치사이의 오차를 추정하여 이 값을 줄여 나가면서 모델을 추정한다. MATLAB의 Parameter Identification Toolbox를 이용하여 추정된 모델은 롤, 피치, 요 운동에 대하여 각각 표 2와 같으며, 표 2에서의 일치도는 실험 결과 대비 PEM을 통해서 얻어진 모델의 시뮬레이션 결과와의 유사성을 의미한다.

그림 3은 Roll 축의 실험 결과 및 PEM을 통하여 얻어진 모델의 시뮬레이션 결과를 비교한 것이다. 4회의 실험 결과를 비교하였으며, 도출된 모델이 실제 실험결과와 매우 일치함을 알 수 있다.

III. 자세 제어 성능 향상

1. PWM input resolution 향상

쿼드콥터 비행로봇은 일반적으로 BLDC (Brushless DC) 모터 및 상용 RC 모터 드라이버를 주로 사용한다.

상용의 RC용 BLDC 모터 드라이버는 50 Hz의 주기로 1ms ~ 2ms의 PWM 신호를 모터에 인가하게 된다. 이때 허용되는 PWM의 duty cycle은 5~10 %로 전체의 5 %만을 사용하게 된다. 하지만, FCC에서 500 Hz로 신호를 만들어서 모터 드라이버로 주게 되면 활용 가능한 duty cycle이 50 ~ 100 %로 증가됨으로써 신호의 분해능이 10배 증가하게 되고, 그에 따라 제어 안정도를 크게 향상시킬 수 있다 [8-10].

앞장의 그림 4는 PWM 입력 신호를 50 Hz 주기로 생성했을 경우와 500 Hz 주기로 생성했을 경우의 입력 신호 분

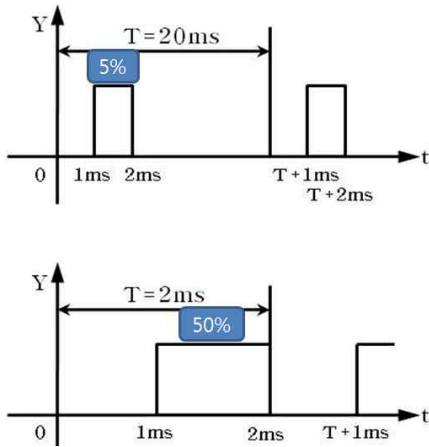


그림 4. PWM 입력 신호의 분해능 향상.
Fig. 4. Improvement of the input PWM resolution.

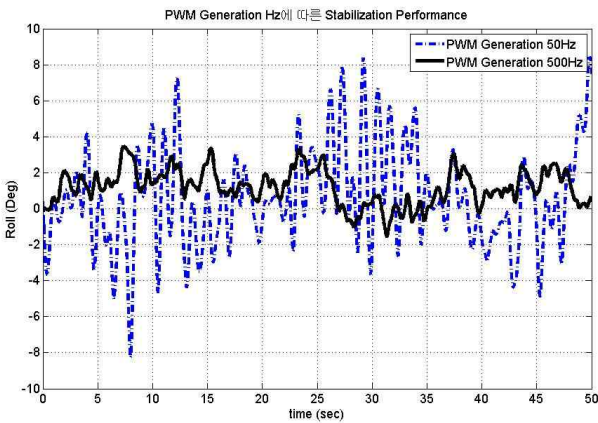


그림 5. PWM 생성 주기에 따른 롤 자세 안정화 제어기 결과.
Fig. 5. The result of the roll axis stabilization performance for PWM generation Hz.

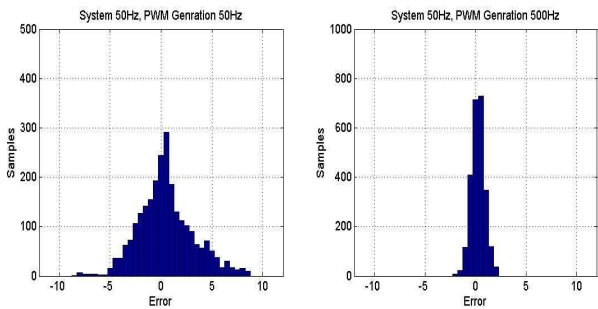


그림 6. 롤 자세 제어 안정화 성능 비교 (Std) (50Hz(좌), 500Hz(우)).
Fig. 6. Roll axis stabilization performance comparison (Std).

해능의 향상을 나타낸다.

Roll 자세 명령을 0°로 하고 PWM 입력 신호를 50 Hz 주기로 생성하여 모터 드라이버에 인가한 경우와 500 Hz 주기로 PWM 입력신호를 생성하였을 경우의 자세 안정화 실험을 수행한 결과는 그림 5와 같다. 또한 그때의 입력 0°에 대한 오차의 표준편차를 나타내면 그림 6과 같다.

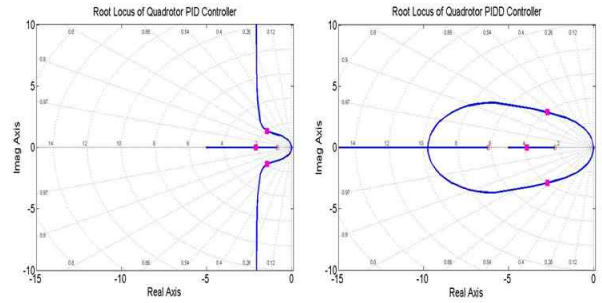


그림 7. 근궤적의 변화 (PID(좌), PIDD(우)).
Fig. 7. Changes in root-locus (PID(Left), PIDD(Right)).

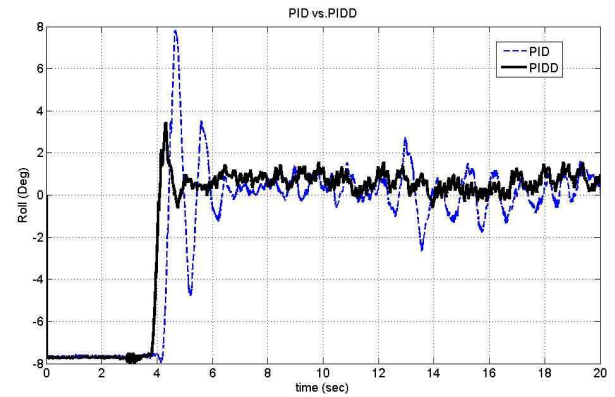


그림 8. 안정화 성능 비교 (PID(좌), PIDD(우)).
Fig. 8. Stabilization performance comparison (PID(Left), PIDD(Right)).

2. 각가속도 피드백을 통한 제어기 설계

본 논문에서는 각가속도 피드백을 추가한 PIDD 제어기를 설계하여 제어 입력에 대한 반응 속도를 크게 증가시켰다.

PID에 비하여 PIDD는 각가속도를 피드백 함으로써 쿼드콥터 비행로봇의 고유 진동수를 비약적으로 크게 증가시킬 수 있다. 이는 급기동이 필요한 임무에서 크게 위력을 발휘하게 된다[11].

또한 각가속도 피드백으로 인한 쿼드콥터 비행로봇 시스템의 센서 잡음을 막기 위하여 Low pass filter를

$$LPF(G) = \frac{25}{s + 25}$$

그림 8은 롤축의 자세 안정화 제어기를 PID와 PIDD의 방법으로 각각 설계하여 제어기 성능을 비교한 그림이다.

PIDD를 사용한 제어기의 결과를 살펴보면 PID 제어기보다 과도 응답에서의 감쇠비가 향상될 뿐 아니라 상승 시간 및 정착 시간도 짧아짐을 알 수 있다.

IV. 결론

본 논문에는 쿼드콥터 비행로봇의 동적 모델링을 PEM을 이용하여 수행하였고, 안정화 제어기 성능 향상에 관한 방안들에 대해 연구하였다. PWM 생성 주기의 증가로 제어 성능을 향상시켰으며, 각가속도 피드백을 추가한 PIDD 제어기로 반응 속도를 향상시키고 안정화 성능도 개선하였다.

참고문헌

[1] S. Bouabdallah, M. Becker, and R. Siegwart, "Autonomous miniature flying robots: coming soon!," *IEEE Robotics and Automation Magazine*, vol. 14, no. 3, pp. 88-98, Sep. 2007.

[2] "Ascending technologies," <http://www.asctec.de>.

[3] N. Michael, D. Mellinger, Q. Lindsey, and V. Kumar, "The grasp multiple micro uav testbed," *IEEE Robotics and Automation Magazine*, vol. 17, no. 3, pp. 56-65, Sep. 2010.

[4] A. Bachrach, S. Prentice, R. He, and N. Roy, "RANGE-Robust Autonomous Navigation in GPS-denied Environments," *Journal of Field Robotics*, vol. 28, no. 5, pp. 646-666, 2012.

[5] S. Bouabdallah, "Design and control of quadrotors with application to autonomous flying," Ph.D. dissertation, Ecole Polytechnique Federale de Lausanne, 2007.

[6] G. Hoffmann, S. Waslander, and C. Tomlin, "Quadrotor helicopter trajectory tracking control," in *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, Honolulu, Hawaii, Apr. 2008.

[7] M. G. Yoo and S. K. Hong, "Target tracking control of a quadrotor UAV using vision sensor," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences (in Korean)*, vol. 40, no. 2, pp. 118-128, Feb. 2012.

[8] Xiaojie LIU, Xiaohui ZHAO, Haijun GU, Anand SANCHEZ, "Application and design of real-time control system for the quad-rotor helicopter," *2009 International Conference on Measuring Technology and Mechatronics Automation*, pp. 40-44, 2011.

[9] D. Gurdan, J. Stumpf, M. Achtelik, K. Doth, G. Hirzinger, and D. Rus, "Energy-efficient autonomous four-rotor flying robot controlled at 1 khz," in *Proc. of the IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation*, Roma, Italy, pp. 361-366, Apr. 2007.

[10] Y. Y. Cha, "The comparison experiment of rotation range of RC servo motors according to change of periods," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 17, no. 11, pp. 1179-1182, Nov. 2011.

[11] H. Huang, G. M. Hoffmann, S. L. Waslander, C. J. Tomlin, "Aerodynamic and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering," *IEEE International Conference on Robotics and Automation*,

pp. 3277-3282, Kobe, May 2009.

[12] J. W. Han, J. H. Hwang, S. K. Hong, and Y. S. Ryuh, "Complementary filtering for the self-localization of indoor autonomous mobile robot," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 16, no. 11, pp. 1110-1116, Nov. 2010.

[13] J. H. Hwang, S. Hwang, S. K. Hong, and M. G. Yoo, "Stabilization performance improvement of the Quadrotor flying robot," *ICROS Annual Conference*, seoul, pp. 7-9, Apr. 2012.



황 종 현

2007년 세종대 항공우주공학과 졸업. 2009년 동 대학원 석사 졸업. 2012년 현재 동 대학원 박사과정. 관심분야는 무인항공기의 유도항법제어, 관성센서 응용.



황 성 필

2011년 세종대 항공우주공학과 졸업. 2012년 동 대학원 석사과정. 관심분야는 무인항공기의 유도항법제어, 영상 안정화 장치.



홍 성 경

1987년 연세대 기계공학과 졸업. 1989년 동 대학원 석사. 1998년 Texas A&M Univ. 공학박사. 1989년~2000년 국방과학연구소 선임연구원. 2000~현재 세종대학교 항공우주공학과 교수. 관심분야는 무인시스템의 유도항법제어.



유 민 구

2010년 세종대 항공우주공학과 졸업. 2012년 동 대학원 석사 졸업. 2012년~현재 대한항공 R&D Center 연구원. 관심분야는 무인항공기의 유도항법제어.