

쿼드콥터 제어 방법 고찰

윤종현¹⁾ · 이승희 · 박종현* · 한철희²⁾

¹⁾한양대학교 기계공학과 · ²⁾한국교통대학교 항공·기계설계학과

Review on the Control Methods of Quadcopters

Jonghuyun Yoon¹⁾ · Seunghee Lee · Jong Hyeon Park* · Cheolheui Han²⁾

¹⁾Department of Mechanical Engineering, Hanyang University, 222 Wangsimni-Ro, Sungdong-Gu, Seoul 133-791, Korea

²⁾Department of Aeronautical and Mechanical Design Engineering, Korea National University of Transportation, 50 Daehak-Ro, Chungju-Si, Chungbuk-Do, 390-702, Korea

(Received 2015. 10. 20 / Accepted 2015. 11. 02)

Abstract : Recently, quadcopters have been popular as aerial drones. The structure of quadcopters is simpler than traditional helicopters and they are easy to construct and maneuver. Various hardware platforms for quadcopters have been developed. However, the controller design is not easy due to the requirement of 6-DOF flights using 4 rotors(control inputs)(under-actuated systems). In order to overcome the underactuation problem, various control methods - PID, LQR, H_∞ , SMC, backstepping control, and etc. - have been suggested for the control of quadcopters. In this paper, dynamic features and control methods of quadcopters are reviewed and evaluated. Future works are proposed for designing the advanced controllers of quadcopters.

Key words : Drone, Quadcopter, Hardware Platform, Dynamics, Linear Controller, Nonlinear Controller

Nomenclature

DOF : degree of freedom
GA : genetic algorithm
LQR : linear quadratic regulator
MCU : micro control unit
MEMS : micro electro mechanical system
MPC : model predictive control
NE : newton euler
PID : proportional integral derivative
SMC : sliding mode control
SQ : sequential quadratic
VTOL : vertical take-off and landing

Subsupts

B : body fixed coordinate
grav : gravitational
gyro : gyroscopic
prop: propeller
 ϕ, θ, ψ : roll, pitch, yaw

1. 서론

최근 들어 사람들의 드론에 대한 관심이 높아지고 이에 관한 연구도 활발히 이루어지고 있다. 드론은 군사, 연구, 재난구조 구조의 목적으로 정찰, 감시, 탐사 등을 수행하기 위해 활용되고 있다. 더 나아가 드론에 로봇팔을 장착하여 사람들이 수행하기 어려운 작업을 대신 수행하기도 한다.

*Corresponding author, E-mail: jongpark@hanyang.ac.kr

최근 드론 중에서도 + (플러스) 나 x (엑스) 모양의 본체 구조물 끝에 평행한 방향으로 프로펠러추진 시스템을 장착하여, 구조와 제작 방법이 매우 간단하고 4개의 모터 속도 조절로 6자유도의 움직임 구현이 가능한 쿼드콥터가 널리 이용되고 있다. 쿼드콥터는 수직 이착륙(VTOL) 비행체의 개발과정에서 그 개념이 만들어졌고, 1920년경에 사람이 직접 탑승하여 조종하는 형태로 만들어진 쿼드콥터가 처음으로 비행에 성공했다고 한다¹⁾. 그 후에 MEMS 센서와 MCU와 같이 뛰어난 성능의 전자장비의 개발로 쿼드콥터는 더욱 소형화, 대중화 그리고 자동화 되면서 드론으로써의 활용도가 매우 높아졌다.

쿼드콥터가 비록 간단한 구조를 가지고 있지만 4개의 입력만을 갖고 있기 때문에 under-actuated 시스템의 형태이므로 쿼드콥터의 제어는 간단하지 않다. 이런 쿼드콥터의 제어 방법으로 선형 제어 방법 중에서 PID 제어²⁾⁶⁾나 LQR 제어^{2),4)}, H_∞ 제어⁷⁾ 방법이, 비선형 제어 방법 중에서는 모델 예측 제어(MPC)⁸⁾⁻⁹⁾, SMC와 basckstepping 제어^{7),10)-14)}, 적응 제어¹⁵⁾ 방법들이 이용되고 있다. 앞서 언급한 제어 방법들을 합쳐 사용하는 방법도 제안됐고 퍼지 제어^{14),16-18)}나 신경망 회로 방법¹⁹⁾과 같은 방법으로 학습 제어를 이용하기도 한다.

쿼드콥터의 제어에 대한 연구가 활발히 이루어지면서 Fig. 1에 나타낸 바와 같이 많은 형태의 하드웨어 플랫폼이 개발되었다. Bouabdallah의 OS4^{2),20),21)}, Hoffmann의 STARMAC II UAV²²⁾, 호주국립대학의 X-4 Flyer²³⁾, 그리고 스탠포드 대학의 Mesicopter²⁴⁾들이 대학에서 개발된 대표적인 쿼드콥터로 해당 연구실에서 개발한 알고리즘 검증에 사용됐다. AscTec²⁵⁾, 독일의 Microdrones 사²⁶⁾, 그리고 프랑스의 Parrot 사²⁷⁾와 같은 기업에서도 취미 및 연구목적으로 활용 가능한 쿼드콥터를 제작하여 판매하고 있다.

본 논문에서는 쿼드콥터의 개발 상황, 구조, 제어 방법들에 대해 조사하여 쿼드콥터에 관심 있거나 연구를 시작하려는 사람들의 이해를 돕고 연구방향을 제시하고자 한다. 2장에서 쿼드콥터의 구조와 메커니즘, 수학적 모델링 방법에 대해 설명하고 3장에서는 현재까지 개발된 쿼드콥터 제어 방법들에 대해 설명한다. 끝으로 4장에서는 앞서 설명한 내용들을 바탕으로 쿼드콥터 연구 상황과 향후 연구 방향에 대해 제시하고자 한다.

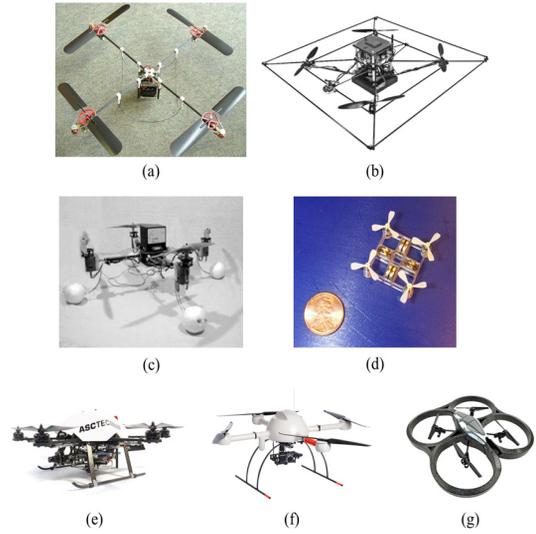


Fig. 1 Quadcopters (a) OS4²¹⁾, (B) STARMAC II UAV²²⁾, (c) X-4 Flyer²³⁾, (d) Mesicopter²⁴⁾, (e) AscTec FireFly²⁵⁾, (f) Microdrone Md4-1000²⁶⁾, (g) Parrot AR. Drone 2²⁷⁾

2. 쿼드콥터의 메커니즘과 모델링

2장에서는 쿼드콥터의 기본 메커니즘과 연구진행을 위해 사용된 수학적 모델링 방법들을 소개하고 이로부터 알 수 있는 쿼드콥터의 동역학적 특성을 살펴보고자 한다. 니즘과 수학적 모델링 방법을 소개하고자 한다.

2.1 기본 메커니즘

쿼드콥터의 기본 구조는 Fig. 2에 나타낸 바와 같이 1, 3번 모터가 반시계 방향으로 회전하고 2, 4번 모터가 시계 방향으로 회전하는 구조로 되어 있다. 기본적으로 4개의 모터가 동시에 같은 속도로 회전하면 쿼드콥터는 지면과 평행한 자세로 수직 비행을 하는데, 속도가 증가하면 고도가 상승하고 속도가 감소하면 고도가 하강한다. 1, 3번 모터의 속도를 똑같이 유지한 상태에서 2, 4번 모터의 속도를 다르게 하면 쿼드콥터는 x축 방향으로의 회전(roll)을 하게 되고 반대로 2, 4번 모터의 속도를 똑같이 유지한 상태에서 1, 3번 모터의 속도를 다르게 하면 쿼드콥터는 y축 방향으로의 회전(pitch)을 하게 된다. 1, 3번 모터의 속도와 2, 4번 모터의 속도를 서로 다르게 함으로써 z축 방향으로의 회전(yaw)을 하게 된다.

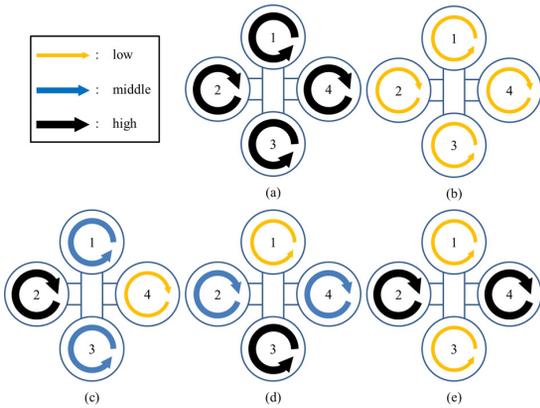


Fig. 2 Quadcopter concept motion (a) going up, (b):going down, (c) roll, (d) pitch, (d) yaw

2.2 수학적 모델링

쿼드콥터 연구를 위해서는 쿼드콥터 모델을 표현할 동역학식이 필요하다. 쿼드콥터 동역학식을 구할 때에 로봇의 동역학식을 구할 때와 마찬가지로 Newton-Euler(NE) 방법^{29), 30)}과 Euler-Lagrange(EL) 방법^{29), 30)}을 이용했다. 이 방법들을 사용하기에 앞서 다음 3가지를 가정한다.

1) 쿼드콥터의 무게중심은 쿼드콥터의 정중앙에 위치한다.

2) 쿼드콥터는 완벽한 대칭구조이다.

3) 쿼드콥터 모드 구성성분은 하나의 강체로 본다.

위의 가정을 바탕으로 쿼드콥터의 동역학식을 계산하면 관성 모멘트가 대각행렬이 되고 각각의 프로펠러에서 발생하는 외력들을 쿼드콥터 전체에 작용하는 외력으로 간략화하여 동역학식을 간략화 할 수 있다.

모든 방법에서 기본적으로 fig. 3과 같이 +타입의 형태로 나타낸다. 여기서 XYZ 좌표계는 관성 좌표계 (inertia coordinate)를 나타내고 $X_B Y_B Z_B$ 좌표계는 쿼드콥터 무게중심고정 기체좌표계(body fixed coordinate)로 X_B 는 쿼드콥터의 진행방향, Z_B 는 쿼드콥터의 위쪽 방향을 나타낸다. 간혹 Z , Z_B 축의 방향을 반대로 설정하는 경우(Y 와 Y_B 축의 방향도 반대가 됨)도 있지만 결국 모두 같은 형태의 동역학식으로 나타난다. 그리고 사용되는 변수 ζ 는 관성 좌표계에서의 쿼드콥터의 무게중심 위치로 벡터 $[x \ y \ z]^T$ 로 표현이 가능하고 Euler 각도를 ϕ, θ, ψ 로 표현하고 각각 roll, pitch, yaw를 나타낸다. $\omega_{roll}, \omega_{pitch}, \omega_{yaw}$ 는 기체좌표계를 기준으로

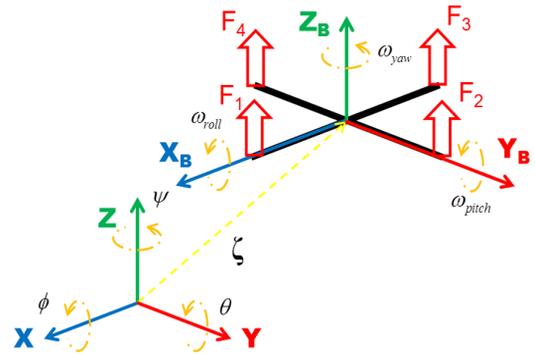


Fig. 3 Quadcopter configuration

쿼드콥터의 roll, pitch, yaw 각속도를 나타내고 F_i 는 i 번째 모터에서 발생하는 추력이다.

기본적인 기구학 법칙에 의해서 아래 식 (1), (2)와 같은 관계식을 표현하는 것이 가능하다.

$$\dot{\zeta} = R(\eta)v, \quad (1)$$

$$\omega = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\sin\theta \end{bmatrix} \dot{\eta} = W_\eta \dot{\eta}. \quad (2)$$

여기서 벡터 ζ 는 쿼드콥터의 무게중심이므로 $\dot{\zeta}$ 는 쿼드콥터의 속도이고, R 은 Euler 각도로 나타낸 회전 행렬을 의미하고, η, v, ω 는 각각 Euler 각도 벡터 $[\phi \ \theta \ \psi]^T$, 기체좌표계에서의 속도와 각속도, $[\omega_{roll} \ \omega_{pitch} \ \omega_{yaw}]^T$,를 의미한다.

$$F_B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_{thrust} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ k(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$$\tau_B = \begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} lk(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ lk(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ b(\omega_2^2 + \omega_4^2 - \omega_1^2 - \omega_3^2) \end{bmatrix} \quad (4)$$

그리고 쿼드콥터에 작용하는 힘과 토크는 각각으로 ω_i 는 i 번째 모터의 회전속도이고 k 와 b 는 공력 및 토크 계수로 프로펠러의 회전속도 제곱에 비례하여 발생하는 힘, 토크를 표현할 때 사용한다. 그리고 l 은 쿼드콥터의 무게중심에서 모터까지의 거리로 roll과 pitch 방향의 토크를 각각의 모터에서 발생하는 힘과

의 곱으로 나타낸다.

2.2.1 Newton-Euler 방법

NE 방법은 Newton 제2법칙으로 쿼드콥터에 작용하는 힘과 모멘트 보존 법칙을 이용하여 표현하는 방법으로 Bouabdallah^{2), 20), 21)}, Habib¹⁴⁾들이 사용했다. 각각의 논문에서 식 (5)와 같이 표현했다.

$$\begin{bmatrix} m\mathbf{I}_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & \mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{v}} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega} \times m\mathbf{v} \\ \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_B + \mathbf{F}_{grav} \\ \boldsymbol{\tau}_B - \boldsymbol{\tau}_{gyro} \end{bmatrix} \quad (5)$$

여기서 m 은 질량, \mathbf{I} 는 관성 모멘트, $\mathbf{I}_{3 \times 3}$ 는 3×3 의 단위행렬, \mathbf{F}_{grav} 와 $\boldsymbol{\tau}_{gyro}$ 는 각각 기체 좌표계에서의 중력과 자이로 효과에 의한 토크이다. \mathbf{F}_{grav} 와 $\boldsymbol{\tau}_{gyro}$ 는 기체 좌표계에서의 값이므로 수식으로는

$$\mathbf{F}_{grav} = R^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix}, \quad (6)$$

$$\boldsymbol{\tau}_{gyro} = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}_{prop} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 \end{bmatrix} \quad (7)$$

로 표현할 수 있다. 식 (6), (7)에서 g 는 중력가속도, \mathbf{I}_{prop} 은 프로펠러의 관성 모멘트로 플로펠러도 완전 대칭이라고 가정하면 대각 행렬의 형태가 된다. 기본적인 쿼드콥터 동역학식은 식 (5)와 같지만 그 쓰임에 따라 다양하게 활용됐다. Bouabdallah^{2), 20), 21)}의 경우에는 hovering하면서 자세 제어를 했기 때문에 Euler 각도는 0에 가까운 값이라고 하여 식 (2)를 $W_\eta = \mathbf{I}_{3 \times 3}$ 라고 해서 수식을 더욱 간단하게 정리하여 사용했다. 하지만 자동 비행을 통해 자유로이 이동하는 경우에는 이 형태를 적용할 수 없고, 와 같이 앞서 기구학 관계식 (1), (2)를 식 (5)에 대입해 동역학식을 계산하기도 했다. 이 경우의 동역학식은 아래의 식 (8), (9)와 같다.

$$\ddot{\boldsymbol{\zeta}} = \frac{1}{m} (R\mathbf{F}_B + \mathbf{F}_{grav}), \quad (8)$$

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}} = (\mathbf{I}W_\eta)^{-1} (\boldsymbol{\tau}_B - \boldsymbol{\tau}_{gyro} - W_\eta \dot{\boldsymbol{\eta}} \times (\mathbf{I}W_\eta \dot{\boldsymbol{\eta}}) - \mathbf{I}\dot{W}_\eta \dot{\boldsymbol{\eta}}). \quad (9)$$

2.2.2 Euler-Lagrange 방법

NE 방법은 쿼드콥터를 하나의 강체로 가정하여 수

식을 유도했지만, 실제 쿼드콥터는 다물체로 이루어져 있기 때문에 EL 방법을 이용해 유도한 동역학식이 좀 더 정확하다고 할 수도 있겠다. 하지만 EL 방법도 쿼드콥터를 하나의 강체로 가정하고 NE에서처럼 추력, 중력, 자이로효과 토크들을 외력으로 사용할 수 있다. EL 방법은 쿼드콥터의 운동에너지와 포텐셜에너지의 차인 Lagrange 식으로부터 계산되는데, 설정한 generalized 좌표계에 따라 그 형태들이 차이를 보인다. Boubdallah²¹⁾의 경우에는 NE 방법과 함께 EL 방법도 사용했는데, NE 방법에서와 같은 $W_\eta = \mathbf{I}_{3 \times 3}$ 조건을 사용하고 기체 좌표계를 generalized 좌표계로 설정하여 NE 방법 때와 같은 수식으로 정리된다. 혹은 쿼드콥터의 최초 위치를 기준으로 움직임을 나타내고 generalized 좌표계를 기체 좌표계로 설정하여 Castillo²⁸⁾과 같이 Lagrange 식

$$L = \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}^T \mathbf{I} \boldsymbol{\omega} + \frac{1}{2} m \mathbf{v}^T \mathbf{v} - mgz \quad (10)$$

로부터 식 (11), (12)와 같은 동역학식을 얻었다.

$$\ddot{\boldsymbol{\zeta}} = \frac{1}{m} (R\mathbf{F}_B + \mathbf{F}_{grav}), \quad (11)$$

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{J}_\eta^{-1} (\boldsymbol{\tau}_B - \boldsymbol{\tau}_{gyro} - \dot{\mathbf{J}}_\eta \dot{\boldsymbol{\eta}} + \frac{1}{2} \frac{\partial}{\partial \boldsymbol{\eta}} (\dot{\boldsymbol{\eta}}^T \mathbf{J}_\eta \dot{\boldsymbol{\eta}})), \quad (12)$$

여기서 $\mathbf{J}_\eta = W_\eta^T \mathbf{I} W_\eta$ 이다.

2.3 동역학식 특징

식 (7)을 살펴보면 쿼드콥터의 회전에 관한 동역학식은 모두 Euler 각도와 각속도 $\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}$ 로 표현이 가능하므로 fully-actuated 시스템의 형태이다. 따라서, 입력토크 $\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi$ 는 Euler 각도와 각속도에 대해서만 의존한다. 직선 운동에 관한 동역학식은 쿼드콥터의 위치뿐만 아니라 Euler 각도도 포함된 식으로 under-actuated 시스템의 형태를 가진다. 따라서, 입력 힘 \mathbf{F}_B 는 쿼드콥터의 위치와 Euler 각도에 의존한다. 이러한 동역학적 특징 때문에 쿼드콥터의 직선 이동은 Fig. 4와 같이 roll, pitch 각도를 조종하여 발생하는 추력과 중력의 합력이 평형을 이루며 비행체가 지면에서 수평하게 직선 운동을 할 수 있도록 한다.

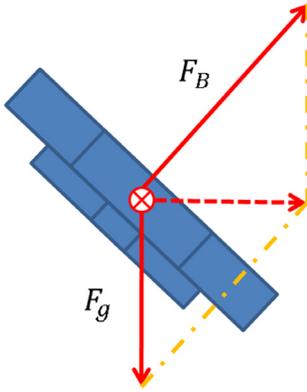


Fig. 4 Translation motion concept of quadcopter

3. 쿼드콥터 제어 방법

앞에서 설명한 것과 같이 쿼드콥터의 동역학 특성을 고려하여 3가지 제어 요소를 설정해준다. 회전과 관련하여 원하는 Euler 각도를 유지하도록 하는 자세 제어(attitude control), 추력 조절을 통해 원하는 높이까지 갈 수 있도록 하는 고도 제어(altitude control), 그리고 원하는 xy평면상의 지점에 도달 할 수 있도록 하는 위치 제어(position control)가 그것이다. 이번 장에서는 기존 쿼드콥터 개발 및 연구에서 앞서 말한 자세, 고도, 위치를 제어하는데 사용된 제어 방법들을 선형 방법, 비선형 방법, 기타 제어 방법으로 나누어 설명하고자 한다.

3.1 선형 제어 방법

쿼드콥터 제어에 주로 이용되는 선형 제어 방법들은 PID제어, LQR제어, H_∞ 제어 등이 있다. 초기 연구에서는 선형 제어 방법을 적용하기 위해 쿼드콥터의 동역학식을 선형화했기 때문에 쿼드콥터의 수직방향으로 상하이동이나 hovering한 상태에서 안정적으로 자세를 유지하도록 하는 수준의 제어를 했다. 하지만 현재는 선형 제어로도 궤적 추종(trjectory tracking)도 가능하다.

PID 제어는 가장 널리 알려진 제어 방법으로 Bouabdallah^{2),21)}, Zhu³⁾, Argentim⁴⁾ 등이 사용했다. PID 제어 방법을 적용할 때에는 쿼드콥터의 회전에 대한 동역학식은 fully-actuated 시스템이기 때문에 입력 토크 제어를 다음과 같이 구성했다.

$$\begin{aligned} \tau_\phi &= k_{p,\phi} e_\phi + k_{i,\phi} \int e_\phi dt + k_{d,\phi} \dot{e}_\phi, \\ \tau_\theta &= k_{p,\theta} e_\theta + k_{i,\theta} \int e_\theta dt + k_{d,\theta} \dot{e}_\theta \\ \tau_\psi &= k_{p,\psi} e_\psi + k_{i,\psi} \int e_\psi dt + k_{d,\psi} \dot{e}_\psi \end{aligned} \quad (13)$$

Bouabdallah^{2), 21)}의 초기 연구에서는 2장에서 소개한 바와 같이 hovering하고 있는 쿼드콥터의 자세 제어와 고도 제어에 대해서만 다뤘기 때문에 Euler 각도에 대한 PID 제어 만으로도 충분한 결과를 얻을 수 있었다. 하지만 자율 비행을 위해서는 위치 제어도 함께 이뤄져야했는데, 이를 위해서는 그는 xy평면상에서 작용하는 가상의 힘을 설정하고 이를 PID 제어를 통해 제어했다. 이처럼 under-actuated한 쿼드콥터의 직선 운동을 제어하기 위해 Bouabdallah^{2), 20),21)}과 같이 가상의 힘을 설정하기도 하고 Habib¹⁴⁾의 경우에는 원하는 x-y 궤적정보로부터 이동에 필요한 roll, pitch를 계산해 사용하기 도 했다. 하지만 선형 제어 방법인 PID 제어로는 비선형 형태로 회전과 직선 움직임이 복잡하게 엮여있는 쿼드콥터를 충분한 성능으로 제어하기는 어려웠다.

그 외에 PID 제어를 사용한 쿼드콥터 제어에 대한 연구는 최적화 방법을 통한 제어기 설계 방법이 있겠다. Zhu³⁾의 경우에는 gradient 최적화 방법을 통해 PID 제어를 설계했는데 최근에는 유전자알고리즘(GA) 방법으로 최적화를 하거나 각 상황에 최적화된 제어 이득(gain) 데이터들을 모아 gain scheduling을 통한 제어 방법도 연구된 바가 있다¹⁴⁾.

LQR 제어 방법은 Bouabdallah²⁾, Argentim⁴⁾ 등이 사용했다. 이 제어 방법은 쿼드콥터의 동역학식을 선형화하여 선형 상태-공간 방정식의 형태로 만들어 이로부터 quadratic cost function

$$J = \int_0^\infty (\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \quad (14)$$

를 최소화시키는 입력

$$\mathbf{u} = -\mathbf{K} \mathbf{x} \quad (15)$$

의 K 를 구하는 것이다. Bouabdallah²¹⁾는 LQR 방법을 통한 제어 방법도 연구했는데, LQR 방법으로는 hovering 상태에서의 자세 제어는 충분히 이뤄지나

자율 비행을 할 때에는 그 성능이 PID 제어에 미치지 못했다고 한다.

Raffo⁶⁾는 H_∞ 제어를 이용한 쿼드콥터 제어 방법을 연구했다. 그는 H_∞ 방법을 이용해 외란에도 강인한 쿼드콥터의 자세 제어가 가능하다는 것을 보여줬다. 그의 연구에서는 자율비행을 위해 고도와 위치 제어는 다른 제어 방법인 모델예측제어(MPC)를 사용하여 외란이 발생해도 steady-state 오차가 0이 되도록 궤적 추종하는 것을 보여줬다.

3.2 비선형 제어 방법

쿼드콥터가 under-actuated 시스템이고 선형 제어를 위해 선형화함으로써 equilibrium point에서의 제어 성능만 보장되어 쿼드콥터의 비선형성이 잘 반영되는 비선형 제어 방법을 적용할 필요가 있었다. 이런 비선형 제어 방법으로는 적응제어, Sliding Mode Control(SMC)과 backstepping 제어와 같은 방법들이 존재한다.

이 중에서 가장 많이 이용되는 제어 방식은 SMC와 backstepping 제어를 이용한 방법이다. SMC는 상태 공간상에 평면을 설정해서 제어가 이에 맞춰 변화함으로써 상태 변수고 평면상에 머무르도록 하는 제어 방식이다. Backstepping 제어는 식 (16)과 같이

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= f(x_1) + g(x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 &= f(x_1, x_2) + g(x_1, x_2)x_3 \\ &\vdots \\ \dot{x}_n &= f(x_1, x_2, \dots, x_n) + g(x_1, x_2, \dots, x_n)u \\ y &= h(x_1) \end{aligned} \quad (16)$$

특수한 경우에 \dot{x}_i 에 대한 가상 입력(virtual input)을 계산하고 이를 이용해 입력 u 를 계산하는 제어 방식이다. 가상 입력을 계산하는 과정에서 새로운 상태 변수 z_i 를 설정하는데 주로

$$\begin{aligned} z_1 &= y_d - y, \\ z_i &= x_i - u_{vir,i-1} \quad (i=2, 3, \dots, n) \end{aligned} \quad (17)$$

형태로 설정하여 가상입력 $u_{vir,i}$ 을 계산한다.

Bouabdallah^{10), 21)}와 Habib⁷⁾은 backstepping과 SMC를 독립적으로 사용하여 쿼드콥터를 제어하는 연구를 진행했다. Bouabdallah²¹⁾는 이런 두 가지의 제어 방법 모두 개별적으로 사용해서는 충분한 성능의 쿼드콥터

의 제어기 설계가 힘들다고 했다. 특히나 SMC는 기대에 미치지 못하는 성능으로 적용이 불가능하다고 평가하기도 했다. 그래서 그는 PID 제어기의 특성과 backstepping 제어를 합친 Integral Bastepping 제어를 이용하여 실제 하드웨어에서 충분한 성능을 낼 수 있음을 보였다. 하지만 Habib⁷⁾의 경우에는 GA를 이용한 제어 이득 설계를 통해 두가지 모두 독립적으로 사용해도 충분한 성능을 낼 수 있음을 보여줬다.

3.3 기타 제어 방법

앞서 소개한 선형/비선형 제어 방법 이외에도 퍼지 제어 방법이나 신경망 회로 제어 방법도 존재한다^{7), 16)-18), 19)}. 이들 제어 방법은 일종의 학습 제어 방법으로 정확한 동역학식 없이 수차례 훈련을 통해 제어를 설계하는 방식이다.

4. 결론

본 논문에서는 쿼드콥터의 개발 상황과 동역학적 특성 및 제어 방법들에 대하여 알아보았다. 쿼드콥터가 under-actuated 시스템의 특성을 보이기 때문에 제어 방법에 대한 연구가 활발히 이루어지고 있는 것을 확인할 수 있었다. 특히나 바람이나 공기저항등의 공기역학적 요소들까지 고려한다면 쿼드콥터 모델은 상당히 복잡해지고 한가지 제어기만으로는 원하는 성능을 낼 수 없을 것이다. 그렇기 때문에 자세, 고도, 위치 제어 각각에 적합한 제어기를 찾아보고 이를 잘 합쳐 쿼드콥터의 자율 비행이 가능하고 외란에 강인한 제어기를 설계해야지 실제 환경에서도 원하는 성능의 제어가 가능할 것이라고 본다.

References

- 1) J. G. Leishman, "Principles of helicopter aerodynamics", Cambridge University Press, 2000.
- 2) S. Bouabdallah, A. Noth, and R. Siegwart, "PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor", Intelligent Robots and Systems (IROS) 2004, vol.3, pp.2451-2456, 2004.
- 3) J. Zhu, E. Liu, S. Guo, and C. Xu, "A gradient optimization based PID tuning approach on quadrotor", Control and Decision Conference (CCDC) 2015, pp.1588-1593, 2015.
- 4) L. M. Argentim, W. C. Rezende, P. E. Santos, and R.

- A. Aguiar, "PID, LQR and LQR-PID on a quadcopter platform", Informatics, Electronics & Vision (ICIEV) 2013, pp.1-6, 2013.
- 5) M. Fatan, B. L. Sefidgari, and A. V. Barenji, "An adaptive neuro PID for controlling the altitude of quadcopter robot," Methods and Models in Automation and Robotics (MMAR) 2013, pp.662-665, 2013.
 - 6) M.K. Habib, "Dynamic modeling and control of a quadrotor using linear and nonlinear approaches", Thesis, American Univ., Chairo, 2014.
 - 7) G. V. Raffo, M. G. Ortega, and F. R. Rubio, "An integral predictive/nonlinear H_∞ control structure for a quadrotor helicopter", Automatica, 46 (1), pp. 29-39, 2010.
 - 8) H. J. Kim and D. H. Shim, "A flight control system for aerial robots: Algorithms and experiments", Control Engineering Practice, 11 (2), pp. 1389-1400, 2003.
 - 9) K. Alexis, G. Nickolakopoulos, and A. Tzes, "Switching model predictive attitude control for a quadrotor helicopter subject to atmospheric disturbances", Control Engineering Practice, 19 (1), pp. 1195-1207, 2011.
 - 10) S. Bouabdallah and R. Siegwart, "Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor", 2005 IEEE International Conf. on Robotics and Automation (ICRA), pp. 2259-2264, 2005
 - 11) T. Madani and A. Benallegue, "Backstepping sliding-mode control applied to a miniature quadrotor flying robot", IEEE industrial Electronics Society, pp. 700-705, 2006.
 - 12) A. Das, F. Lewis, and K. Subbarao, "Backstepping approach for controlling a quadrotor using lagrange form dynamics", J. of Intelligent and Robotic Systems, 56 (1), pp. 127-151, 2009.
 - 13) W. Qingtong, W. Honglin, W. Qingxian, and C. Mou, "Backstepping-based attitude control for a quadrotor UAV using nonlinear disturbance observer", Control Conference (CCC) 2015, pp. 771-776, 2015.
 - 14) Y.C. Choi and H.S. Ahn, "Nonlinear control of quadrotor for point tracking: Actual implementation and experimental tests", Mechatronics, IEEE/ASME Transactions, 20 (3), pp.1179-1192, 2015
 - 15) E. Johnson and S. Kannan, "Adaptive trajectory control for autonomous helicopters", J. of Guidance, Control, and Dynamics, 28 (3), pp. 524-538, 2005.
 - 16) L. A. Mozelli, A. A. Neto, and M. F. M. Campos, "Attitude of quadrotor-like vehicles: Fuzzy modeling and control with prescribed rate of convergence," 2015 IEEE International Conf. on Robotics and Automation (ICRA), pp.1710-1715, 2015
 - 17) F. Fakurian, M. B. Menhaj, and A. Mohammadi, "Design of a fuzzy controller by minimum controlling inputs for a quadrotor," 2014 Second RSI/ISM International Conference on Robotics and Mechatronics (ICRoM), pp.619-624, 2014.
 - 18) M. A. Olivares-Mendez, P. Campoy, L. Mellado-Bataller, and L. Mejias, "See-and-avoid quadcopter using fuzzy control optimized by cross-entropy," 2012 IEEE International Conference on Fuzzy Systems (FUZZ-IEEE), pp.1-7, 2012.
 - 19) M.O. Efe, "Neural network assisted computationally simple PID control of a quadrotor UAV", IEEE Transactions on Industrial Informatics, 7 (2), pp. 354-361, 2011.
 - 20) S. Bouabdallah, P. Murrieri, and R. Siegwart, "Design and control of an indoor micro quadrotor," 2004 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), 5, pp.4393-4398, 2004
 - 21) S. Bouabdallah, "Design and control of quadrotors with application to autonomous flying", PhD Thesis. École Polytechnique federale de Lausanne, 2007.
 - 22) G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslandr, and C. J. Tomlin, "Quadrotor helicopter flight dynamics and control: theory and experiment", Proc. of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conf., pp. 1-20, 2007.
 - 23) P. Pounds, R. Mahony, P. Hynes, and J. Roberts, "Design of a four-rotor aerial robot", Proceedings of the 2002 Australasian Conference on Robotics and Automation (ACRA 2002), pp. 145-150, 2002.
 - 24) G. Fay, "Derivation of the aerodynamic forces for the mesicopter simulation." Stanford University, 2001.
 - 25) Ascending Technologies, <http://www.asctec.de/uav-applications/research/products/>.
 - 26) Microdrones Gmbh, <http://www.microdrones.com>.
 - 27) Parrot AR Drone, <http://ardrone2.parrot.com/>.
 - 28) P. Castillo, R. Lozano, and A. Dzul, "Stabilization of a mini rotorcraft with four rotors", IEEE Control Systems Magazine, 25 (6), pp. 45-55, 2005.
 - 29) J.J. Craig, "Introduction to robotics: mechanics and control", Upper Saddle River, Pearson Prentice Hall, 2005.
 - 30) M.W. Spong and M. Vidyasagar, "Robot dynamics and control", John Wiley & Sons, 2008.