

다중 센서 융합의 신뢰성 향상을 통한 쿼드로터 자세 제어

유동현* · 박종호** · 류지형*** · 정길도****†

* 전북대학교 전자공학부, ** 서남대학교 전기전자공학과

*** 한국전자통신연구원 호남권연구센터, **** 전북대학교 전자정보신기술연구소

Attitude Control of Quad-rotor by Improving the Reliability of Multi-Sensor System

Dong Hyeon Yu*, Jong Ho Park**, Ji Hyoung Ryu*** and Kil To Chong****†

* School of Electronic Engineering, Chon-buk Nat'l Univ.,

** Dept. of Electrical & Electronic Engineering, Seonam Univ.,

*** Electronics and Telecommunications Research Institute, ETRI,

**** Advanced Electronics and Information Research Center, Chon-buk Nat'l Univ.

(Received October 13, 2014; Revised January 18, 2015; Accepted February 16, 2015)

Key Words: Attitude Control(자세 제어), Copter(헬리콥터), Kalman Filter(칼만 필터), PD Control(PD 제어 기), Quad-rotor(쿼드 로터), Sensor Fusion(센서 융합), Unmanned Aerial Vehicle(무인 비행체)

초록: 본 논문은 쿼드로터 자세제어의 신뢰성 향상을 목적으로 다중 센서 구성 및 다중 센서 데이터 융합 알고리즘 적용을 연구한 결과이다. 먼저, 쿼드로터에 대한 동역학적 모델링에 관한 수식을 도출하였으며, 획득된 수식을 기초로 쿼드로터에 대한 수학적 모델링을 진행하였고 이를 기반으로 신뢰성이 향상된 다중 센서 데이터를 입력으로 하는 컴퓨터 시뮬레이션을 수행하였다. 쿼드로터 자세제어를 위해 다중 센서 데이터의 신뢰성 향상이 필요했으며 이를 위해 다중 센서 데이터 입력에 대한 칼만 필터링을 진행하였고, 이후 쿼드로터의 수학적 모델링에 적용하여 오차를 보상토록 하였다. 관련 컴퓨터 시뮬레이션 결과를 실제 쿼드로터 시스템에 적용하기 위하여 쿼드로터를 짐벌에 장착한 실제 시스템을 구성하였고 이후 쿼드로터를 호버링 상태에서 사용자가 요구하는 각도 변화에 따른 실험을 수행하였다. 실제 실험을 통한 쿼드로터 자세제어 데이터를 산출하였으며, 이를 바탕으로 추가적인 컴퓨터 시뮬레이션을 통한 설계한 다중 센서 및 쿼드로터 자세 제어 시스템의 성능 검증을 진행하였다.

Abstract: This paper presents the results of study for improving the reliability of quadrotor attitude control by applying a multi-sensor along with a data fusion algorithm. First, a mathematical model of the quadrotor dynamics was developed. Then, using the quadrotor mathematical model, simulations were performed using the improved reliability multi-sensor data as the inputs. From the simulation results, we designed a Gimbal-equipped quadrotor system. With the quadrotor in a hover state, we performed experiments according to the angle change of the user's specifications. We then calculated the attitude control data from the actual experimental data. Furthermore, with additional simulations, we verified the performance of the designed quadrotor attitude control system with multiple sensors.

- 기호설명 -

i : 각 축(X, Y, Z)

j : 각 축 회전(ϕ, θ, ψ)

E_i : 쿼드로터의 중심 좌표계

B_j : 쿼드로터 기체의 각도 좌표계

L : 라그랑지안

V : 위치에너지

† Corresponding Author, kitchong@jbnu.ac.kr

- ξ : 위치, $[x, y, z]^T$
- η : 각도, $[\psi \ \theta \ \phi]^T$
- u : 양력의 합력
- ϕ, θ, ψ : 각 축에 대한 회전(Roll, Pitch, Yaw)
- A : 상태전이행렬
- R, Q : 잡음 공분산(측정/공정)
- H : 측정 모델

1. 서 론

현재 무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle, UAV) 시스템은 세계 유수의 대학 연구소 및 관련 산업체로 부터 많은 관심을 받고 있다.⁽¹⁾ 무인 항공기는 유인 항공기에 비하여 상대적으로 크기가 작고 운용을 위한 비용 및 항공기 손실에 대한 위험 부담이 적다. 이러한 이점으로 인하여 현재 미국, 일본, 유럽 등 여러 나라에서 새로운 분야에 적용하고 있고 최신 전자 장비 및 각종 제어 알고리즘 적용을 위한 테스트 장비로써 적극 활용⁽²⁾되고 있다. 특히, 군사적 목적을 바탕으로 개발된 무인 항공기는 그 활용도가 높고 평가됨에 따라 다양한 사업 분야로 확산되어 가고 있다.^(3,4) 무인항공기 분야의 연구 경향 중 하나는 작은 사이즈의 수직 이착륙이 가능한 무인항공기를 개발하는 것이다. 그 중 쿼드로터(Quad-rotor) 무인항공기에 대한 많은 연구가 진행되고 있으며 개인 취미 활동뿐만 아니라 사람의 접근이 용이하지 않은 재해 환경 조사, 재난 구조 및 감시, 환경 분야 등 여러 산업 분야에서 많은 관심을 받고 있다.

쿼드로터 시스템은 4개의 프로펠러로 구성되어 있고 수직이착륙과 호버링(Hovering)이 가능하여 공간적 제약이 적다는 장점을 가진다. 각각의 로터는 서로 대칭을 이루고 있어 균형을 잡기 쉽고 반 토크를 상쇄하는 역할을 한다. 헬리콥터에 비해 스와즈 판(Swash plate)이 없어 기계적으로 간편한 구조를 가지며 수리가 간단하다. 그러나 쿼드로터는 외부 바람 또는 기류 등에 영향을 많이 받고 무게가 다른 비행체 보다 적게 나가기 때문에 제어에 어려움을 갖는다.^(5,6) 따라서 쿼드로터 자세의 데이터 신뢰성 향상은 필수적인 요소이다. 이를 위하여 일반 항공기 및 인공위성에서 사용되는 가속도 센서와 자이로스코프 센서를 이용한 관성항법 장치가 많이 이용되고 있다. 그런데 이런 관성 항법 장치는 비교적 높은 정밀도를

가지고 있어야하지만 각 센서들은 고유한 오차를 가지고 있기 때문에 이에 대한 보상 혹은 수정이 요구된다.⁽⁶⁻⁸⁾

본 연구에서는 저가형 가속도 센서와 자이로 센서를 사용하였으며, 이러한 다중 센서 데이터를 융합하고 칼만 필터링을 통하여 추정된 데이터를 활용하여 쿼드로터 자세의 신뢰성을 향상시켰다. 또한 연구 수행을 위하여 센서 측정 데이터를 시뮬레이션에 사용하여 제안한 알고리즘의 유효성을 검증하였고, 검증된 자세 추정 알고리즘을 적용한 쿼드로터 시스템을 짐벌에 장착하여 실험하였다. 본 논문에서는 칼만 필터를 이용한 다중센서의 바이어스(Bias) 오차 추정 및 데이터 융합을 시도하는 자세 추정 방법을 제안한다. 실제 쿼드로터 시스템 제어는 구조가 간편하고 구현이 쉬운 PD 제어를 사용하였다.

2. 쿼드로터 자세 추정 제어 시스템

쿼드로터 자세 추정 시스템은 Fig. 1과 같이 가속도 센서와 자이로 센서를 각각 데이터 필터링한 후 칼만 필터를 사용하여 추정된 자세 정보를 쿼드로터에 입력한 과정을 보여주고 있다.

본 연구는 먼저 쿼드로터 동역학 및 쿼드로터 시스템에 구현한 PD제어기에 대한 설명을 하고, 다중 센서 데이터 융합과 칼만 필터에 대한 설명을 진행하였다. 마지막으로 센서 보정 및 시스템을 통해 출력 되어진 자세 정보에 대한 실험 결과에 대하여 설명하였다.

3. 쿼드로터의 모델링

쿼드로터를 모델링을 위해 기체 구조에 대한 기구학, 역학적인 측면에 대해 동역학 해석 및 좌표 변환을 실시하였으며 운동에너지 및 위치 에너지를 분석하고 정의하였다.

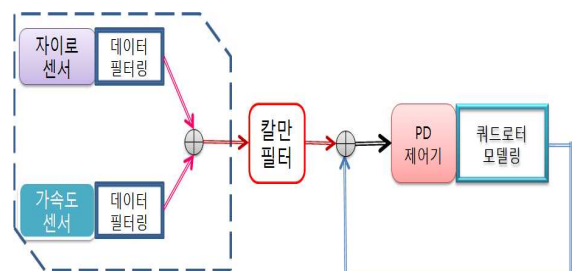


Fig. 1 Quad-rotor for system configuration

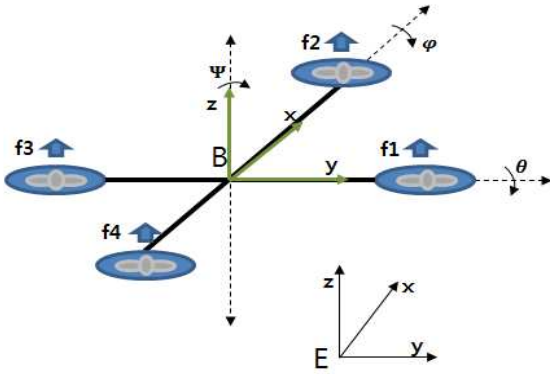


Fig. 2 Structure of quadrotor system

3.1 쿼드콥터의 좌표 변환

Fig. 2는 지구고정 좌표계(earth fixed frame)와 쿼드콥터의 기체 좌표계(body fixed frame)를 나타낸다.

비행체의 X축 중심으로 한 회전을, Y축 중심으로 한 회전을 각각 Roll, Pitch라고 하며, Z축 중심으로 한 회전은 Yaw라고 한다. 각각의 축에 대한 회전은 식 (1)과 같이 정의된다.

$$R(x, roll(\phi)) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$R(y, pitch(\theta)) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix}$$

$$R(z, yaw(\psi)) = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

지구고정 좌표계와 쿼드콥터의 기체 좌표계간의 차이를 회전행렬을 통해 정의한다. 위의 각축의 회전행렬을 통하여 쿼드콥터의 전체적인 회전행렬은 식 (2)로 나타내며, 결과는 식 (3)과 같다.

$$R(\phi, \theta, \psi) = R(x, \phi)R(y, \theta)R(z, \psi) \quad (2)$$

$$R_{xyz} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

여기서 쿼드콥터의 전체 회전행렬은 R_{xyz} 이며, $s = \sin$, $c = \cos$ 이다.

3.2 쿼드콥터의 동역학 모델링

쿼드콥터 시스템에 대한 수학적 모델링을 진행하는 과정 중 작용하는 운동량과 힘을 유도해 낼 수 있으며, 동역학 방정식을 찾아낼 수 있다. 따라서 아래와 같이 쿼드콥터의 동역학 모델링을

하고자 한다.

먼저 쿼드콥터 위치를 지구 고정 좌표계(E)에 상대적으로 표현한 것은 식 (4)와 같다. 식 (5)는 식 (4)를 전개한식이다.

$$E_{X,Y,Z}(x,y,z) = R(\phi, \theta, \psi) \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \quad (4)$$

$$E_X = (c\psi c\theta)x + (c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi)y + (c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi)z \quad (5)$$

$$E_Y = (s\psi c\theta)x + (s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi)y + (c\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi)z$$

$$E_Z = (-s\theta)x + (c\theta s\phi)y + (c\theta c\phi)z$$

따라서 쿼드콥터의 시스템은 다음 식 (6)으로 정의할 수 있다.

$$q = (E_i, B_j) \quad (6)$$

여기서, E_i 좌표계는 쿼드콥터의 중심 좌표를 의미하며, B_j 좌표계는 쿼드콥터의 자세에 대한 각도 값을 의미한다. 더불어 쿼드콥터의 동역학을 구하기 위해 사용되어진 라그랑지안은 운동 에너지에서 위치 에너지를 뺀 것이며 식 (7)과 같다.

$$L = T - V \quad (7)$$

운동에너지(T)를 구하기 위해선 다음과 같은 과정을 거치게 되며 3차원 공간속에서 뉴턴의 운동 방정식은 식 (8)로 나타낸다.

$$mv_i(t) = F_i \Leftrightarrow mv_i(t) - F_i = 0 \quad (8)$$

운동 방정식은 힘 F를 받으며, 운동하는 경로에 대한 방정식이다. 쿼드콥터가 운동 방정식을 만족한다면, $x_i(t)$ 의 변분 $\delta x_i(t)$ 에 대해서 식 (9)가 성립한다.

$$(F_i - m\ddot{x}_i)\delta x_i(t) = 0 \quad (9)$$

식 (9)를 오일러 방정식과 연립하면 L에 대한 방정식을 얻을 수 있으며, 식 (10)과 같다.

$$F_i - m\ddot{x}_i = \frac{\partial L}{\partial x_i} - \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{x}_i} = 0 \quad (10)$$

L이 만족해야할 조건은 위의 식 (10)이며, 식 (10)은 미분 방정식이므로 L의 일반해는 임의 상수를 여러 개 포함하게 된다. 어떠한 해를 선택해도 모두 변분 원리를 만족할 것이다. 따라서 우리는 구하기 쉬운 특수해만을 취할 수 있다. 가장 쉬운 것은 각각의 항을 비교하여 식 (11)을 만족하는 L을 찾는 것이다.

$$F_i = \frac{\partial L}{\partial x_i}, \quad m\ddot{x}_i = \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{x}_i} = 0 \quad (11)$$

일반해를 구할 필요가 없기 때문에 적분 상수는 최대한 식이 간단해지게 하며, 대부분의 경우 0으로 놓는다. 그리고 식 (11)의 첫 번째 항으로부터 식 (12)를 도출해 낼 수 있다.

$$L = \int F_i dx_i + C \quad (12)$$

식 (11)의 두 번째 항으로부터,

$$\begin{aligned} \frac{\partial L}{\partial \dot{x}} &= \int m \frac{d\dot{x}_i}{dt} dt = \int m \dot{x}_i = m \dot{x}_i \quad (13) \\ \Leftrightarrow L &= \int m \dot{x}_i dx_i + g_i = \frac{1}{2} m \dot{x}_i^2 + g_i \end{aligned}$$

식 (13)을 도출해 낼 수 있으며 g_i 는 x_i 에 의존하지 않기 때문에 L은 식 (14)로 표현할 수 있다.

$$L = \sum_i \left(\frac{1}{2} m \dot{x}_i^2 + \int F_i dx_i \right) \quad (14)$$

따라서 라그랑지안(L)의 첫 번째 항의 운동에너지는 병진 운동에너지와 회전 운동에너지의 합으로 나타낼 수 있다. 그러므로 먼저, 병진 운동 에너지를 구해야 하며 이는 식 (15)와 같다.

$$T = \frac{1}{2} \dot{\xi}^T \xi \quad (15)$$

여기서, $\xi = [x \ y \ z]^T$ 이다. 그리고 회전 운동에너지의 관계식은 식 (16)과 같이 나타낸다.

$$T = \frac{1}{2} J \dot{\eta}^T \eta \quad (16)$$

여기서, $\eta = [\psi \ \theta \ \phi]^T$ 이다. 따라서 전체 운동 에너지를 구하면 식 (17)과 같다.

$$T = \frac{1}{2} m \dot{\xi}^T \xi + \frac{1}{2} J \dot{\eta}^T \eta \quad (17)$$

식 (14)의 두 번째 항은 외력이 보존력인 경우에 포텐셜 에너지 $V(\vec{r})$ 와의 관계는 식 (18)과 같이 정의되어지며,

$$\vec{F}(\vec{r}) = -\nabla V(\vec{r}) \quad (18)$$

쿼드로터의 위치 에너지는 식 (19)로 나타낸다.

$$V = mgh \quad (19)$$

따라서 쿼드로터의 라그랑지안은 식 (20)과 같다.

$$L = T_{translational} + T_{rotational} - V \quad (20)$$

쿼드로터의 전체 동역학 방정식은 위에서 보여준 라그랑지안을 이용하게 되며 식 (20)을 오일러-

라그랑지안 방정식에 대입하여 얻을 수 있으며 다음 식 (21)과 같이 정의되어 진다.

$$\frac{\partial L}{\partial x_i} - \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{x}_i} = F \quad (21)$$

여기서, $F = [F_p, \tau]^T$, F_p 는 쿼드로터의 외부 양력을 의미한다. 식 (21)에 식 (20)을 넣어 전개해보면 식 (22)와 같다.

$$\begin{aligned} \bullet \frac{\partial L}{\partial \dot{q}} &= \frac{1}{2} (\dot{\xi}^2)' + \frac{1}{2} J (\dot{\eta}^2)' - 0 = m \dot{\xi} + J \dot{\eta} \quad (22) \\ \therefore \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}} &= m \ddot{\xi} + J \ddot{\eta} \\ \bullet \frac{\partial L}{\partial q} &= -mg \end{aligned}$$

따라서 최종적으로 다음과 같은 식 (23)을 유도해낼 수 있다.

$$\bullet m \ddot{\xi} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} = F_\xi \quad (23)$$

$$\bullet J \ddot{\eta} = \tau$$

쿼드로터의 전체 동역학 식 (24)와 같다

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= -u \sin \theta \\ \ddot{y} &= u \cos \theta \sin \phi \\ \ddot{z} &= u \cos \theta \cos \phi - 10 \\ \ddot{\psi} &= u_\psi \\ \ddot{\theta} &= u_\theta \\ \ddot{\phi} &= u_\phi \end{aligned} \quad (24)$$

4. 쿼드로터의 PD 제어기

쿼드로터에 대한 전반적인 시스템 제어를 위한 PD 제어기는 각도 단에서 제어기를 거친 출력값을 다시 입력을 받아 보상을 해주는 것으로 제어기는 2개의 Roll, Pitch의 서브 제어기로 구성되며 이는 Fig. 3과 같이 표현할 수 있다.

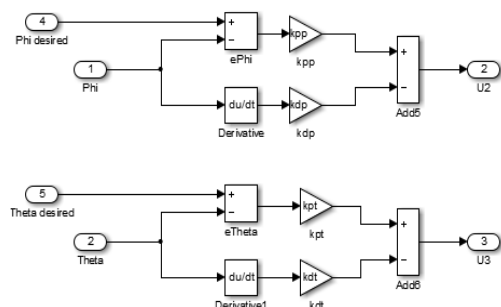


Fig. 3 PD control of quad-rotor system

각도의 오차 값을 보상하는 K_p , K_d 값은 실제 실험을 통하여 구하였고, 이를 이용하여 퀴드로터를 안정화 했다. Roll의 K_p 는 0.8이고 K_d 는 0.4이며, Pitch의 K_p 는 1.2이고 K_d 는 0.4를 제어기 살수로 사용하였으며 이를 이용한 시뮬레이션 결과에 대해서는 6장에서 설명하였다.

5. 자세 추정을 위한 센서 데이터 융합

관성 센서들을 사용하여 3차원 공간 속에서 신뢰성이 향상된 자세 추정에 초점을 두고 융합을 한다. 저가의 관성 센서는 결합 없이 제작되어지만 센서의 바이어스, 잡음 등에 의해 출력이 불안정하다. 이러한 문제점과 각 센서의 단점을 상호 보완하기 위하여 다중의 센서 융합을 통해 자세에 대한 신뢰성을 향상시키고자 한다.

본 논문에서는 자이로 센서는 L3G4200D와 가속도 센서는 MMA7331L을 사용한다.

5.1 자이로 센서

자이로 센서는 회전하는 물체의 각축에 대한 회전 각속도를 측정하는 대표적인 센서이며, 본 논문에서 사용되어진 자이로 센서의 회전 각속도 결과 단위는 rad/s이다. 자이로 센서가 현재 가지고 있는 초기 상태의 각도에서 물체의 움직임을 통해 각도 변화가 있을 때 자이로 센서로부터 계산되어진 회전각을 누적시켜 각속도를 검출하며, 각속도는 식 (25)으로 구할 수 있다.

$$w = (V_{out} - V_{offset}) \times S \quad (25)$$

여기서, $S = V_{out}/resolution/sensitivity$, w = 각속도이며, 식 (25)와 샘플링 시간(Sampling time)을 이용하여 각도를 다음 식 (26)으로 구할 수 있다.

$$Angle += w \times Sampling\ time \quad (26)$$

하지만 자이로 센서는 회전각을 누적시켜 각도를 구하기 보니 센서로부터 얻어진 값의 정확도가 상당히 낮고, 시간이 지날수록 오차누적이 심해진다.

5.2 가속도 센서

가속도 센서는 중력가속도를 이용하여 물체의 가속도를 측정하는 센서이며, 가속도는 g으로 측정 된다. 가속도 센서의 Z축 방향과 수직으로 놓

았을 때는 z에 대한 중력 가속도 값은 1g를 가지게 되며 X축 또는 Y축 둘 중 한쪽으로 기울어져 있다면 그 축은 중력 가속도를 가지게 된다. 단, 외부 가속도가 없어야만 정확한 중력 가속도를 측정할 수 있다. 이러한 중력 가속도 값으로 출력이 되어지면 물체의 기울기가 변할 때 마다 각각의 벡터 값들은 변하게 된다. 이때 각각의 벡터를 이용하여 물체의 기울어진 각도와 방향을 나타낼 수 있다. 가속도센서가 만약 어느 한쪽으로 기울어져 있다면 중력의 크기는 각각 X축과 Y축으로 분산되어지게 된다. X축 방향으로 기울어졌을 때 가속도 값을 x라고 표현하며, Y축 방향으로 기울어 졌을 때 가속도 값을 y이라고 표현한다. X, Y축과 Z축 방향의 출력 값을 이용하여 각각의 축들의 기울어진 각도는 다음 식 (27)으로 구한다.

$$\begin{aligned} \phi &= \arctan\left(\frac{x}{z}\right) \\ \theta &= \arctan\left(\frac{y}{z}\right) \end{aligned} \quad (27)$$

식 (27)이 정확하려면 가속도 센서는 회전체의 중심에 있어야하고, 앞서 말한 것과 같이 중심에서 벗어나 병진운동을 한다면 움직이는 방향의 가속도성분이 같이 측정되므로 정확한 각도를 얻을 수 없게 된다.

5.3 다중 센서 데이터 융합을 위한 칼만 필터

주기적으로 센서의 값들을 저장하지만 칼만 필터는 각각의 센서 값들을 저장할 필요가 없다. 그러므로 프로세서에 무리를 주지 않을 뿐만 아니라 간편하면서 정확한 자세를 추정 할 수가 있다. 가속도 센서를 통하여 퀴드로터의 자세인 Roll, Pitch를 도출 해 낼 수가 있으며, 센서가 지표면과 수평 상태에서 일정 시간동안 데이터를 추출 후 평균을 내어 공장 초기 오차를 보상하였다. 자이로 센서에도 공장 초기 오차가 존재하기 때문에 가속도 센서와 같은 방법으로 오차를 보정한 후 Roll, Pitch, Yaw를 도출할 수 있으나 시간에 따른 적분을 하기 때문에 누적 오차가 증가한다. 이러한 단점은 각 센서의 서로 다른 장점을 이용하여 각도를 추정하면 보다 정확한 퀴드로터의 자세를 얻을 수 있다. 센서 데이터 융합에서 실제 시스템에 실시간으로 적용할 수 있는 칼만 필터를 이용하여 오차 추정 및 각도를 결합하는 방법을 설명하고자 한다.

예측과정	추정과정
(1) Project the state ahead $\hat{x}_k^- = A\hat{x}_{k-1} + w_k$ (2) Project the error covariance ahead $P_k^- = AP_{k-1}A^T + Q$	(1) Compute the Kalman gain $K_k = p_k^- H^T (HP_k^- H^T + R)^{-1}$ (2) Update estimate with measurement z_k $\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k(z_k - H\hat{x}_k^-)$ (3) Update the error covariance $P_k = (1 - K_k H)P_k^-$

Fig. 4 Kalman filter algorithm

Fig. 4는 본 연구에서 제안하는 자이로 센서와 가속도 센서를 융합하는 과정을 보여주고 있다.

본 연구에서 활용되어진 상태전이행렬인 A는 오일러각의 변화율과 자이로 센서에 의한 쿼드코터의 각속도 값의 동역학적 관계식을 이용하며, 쿼터니언으로 변환을 시킨 후 이산화 하여 시스템 모델 행렬을 구할 수 있다. 측정 모델인 H행렬은 단위행렬이며, 측정 잡음 공분산인 R행렬과 공정 잡음 공분산인 Q행렬은 이론적으로 구하기는 어렵고 실제 데이터를 분석한 후 정의했다. R은 단위행렬에 0.03을 곱하였으며, Q는 단위행렬에 0.003을 곱하여 처리하였다.

칼만 필터는 크게 예측과정과 보정과정으로 나타낼 수 있다. 칼만 필터의 예측과정에서는 이전 추정 데이터를 이용하여 현재 데이터가 어떻게 변화할 것인지를 예측하는 단계이며, 다음 식 (28)과 같다.

$$\bar{x}_k = A\hat{x}_{k-1} \quad (28)$$

오차 공분산도 예측값과 마찬가지로 이전 상태의 오차 공분산으로부터 다음 상태의 오차 공분산이 어떻게 변화할 것인지를 예측하게 되며, 식 (29)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\bar{P}_k = AP_{k-1}A^T + Q \quad (29)$$

오차 공분산은 P_k 로 나타내며, k는 k시간에서의 오차 공분산을 의미하고, 오차 공분산은 추정값의 정확도에 대한 척도이다. 오차 공분산이 크면 추정 오차가 크고 오차 공분산이 작으면 추정 오차가 작다는 의미이다.

칼만 필터의 보정과정에서는 측정값은 가속도 센서를 통해 얻은 데이터 값을 의미하며, z_k 라고 나타낸다. 측정값과 상태벡터와의 관계를 나타내는 측정식은 다음 식 (30)과 같다.

$$z_k = Hx_k \quad (30)$$

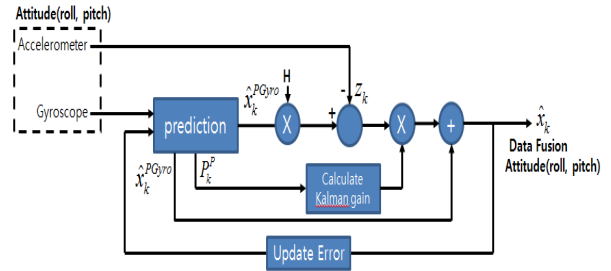


Fig. 5 Multi-sensor fusion using Kalman filter

칼만 필터는 저주파통과필터와 유사하지만 시간에 따라 변화하는 가중치를 사용하며 칼만 필터의 가중치를 칼만 이득이라 하고, 식 (31)과 같다.

$$K_k = \bar{P}_k H^T (H\bar{P}_k + R)^{-1} \quad (31)$$

여기에서 R행렬이 커지면 칼만 이득이 작아지고, 칼만 이득이 작아지면 추정값을 더 많이 반영하게 된다. 이와 반대로 Q행렬이 커지면 칼만 이득이 커지게 되므로 측정값을 더 많이 반영한다. 칼만 이득을 구하였다면, 측정값과 예측값을 통해 추정값을 도출해 낼 수 있고 추정식은 다음 식 (32)과 같다.

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k(z_k - H\hat{x}_k^-) \quad (32)$$

오차 공분산은 예측 부분에서 설명하였듯이, 오차공분산은 추정값의 신뢰성을 나타내는 척도가 된다. 만약 오차 공분산이 클 경우 이전 추정값의 신뢰성이 낮다는 의미이므로 측정값의 비중을 높게 된다. 오차 공분산 업데이트 식은 다음 식 (33)과 같다.

$$P_k = P_k^- - K_k H P_k^- \quad (33)$$

칼만 필터를 이용한 센서융합 과정은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

Fig. 5에서와 같이 센서들의 바이어스 오차를 보정한 후 자이로 센서에서 추출된 Roll, Pitch 값이 가속도 센서를 통해 추출되어진 Roll, Pitch 값으로 보상 받고 있는 걸 볼 수 있다. 이러한 알고리즘을 통해 얻어진 쿼드코터의 추정 자세와 기존 자세의 신뢰성을 살펴보기 위해 표준편차와 분산 구하였다. 실험 환경은 쿼드코터가 지면에 수평을 유지 한 상태로 30초 정도의 데이터를 이용하여 측정값의 최소값, 최대값과 센서 데이터의 표준편차, 분산을 Table 1에 나타낸다.

Table 1 Reliability of quad-rotor attitude

	최소값	최대값	표준편차	분산
Pitch	-1.23	2.24	-.1395	.043
Pitch (Using Algorithm)	-.39	.45	.06925	.005
Roll	-1.05	3.14	.21996	.048
Roll (Using Algorithm)	.13	.71	.07861	.006

알고리즘을 적용하지 않은 자세는 최대 3도의 오차를 보이며, -0.1395의 표준편차를 보인다. 그리고 알고리즘을 적용한 자세는 최대 1도 정도의 오차를 보이며, 0.06925의 표준편차를 보인다. 두 자세의 평균은 거의 같지만 표준편차가 차이가 난다. 표준 편차를 비교 하였을 때, 표준편차가 크면 평균을 기준으로 센서의 데이터 값 차이가 많은 데이터를 가지고 있는 집단이고 표준편차가 작다는 것은 평균값과 비슷한 센서 데이터가 형성된 것을 의미한다. 알고리즘을 적용하지 않은 자세 보다 알고리즘을 적용한 자세가 표준편차가 작기 때문에 신뢰성이 높다고 말할 수 있다. 또한 알고리즘을 적용된 자세가 불안정한 값들이 출력이 되지 않는다는 것을 볼 수 있다.

6. 실험

본 연구를 수행함에 있어 쿼드로터를 공중에 띄워서 실험하게 되면 쿼드로터 자세를 실측하기 힘들기 때문에 컴퓨터 시뮬레이션을 이용하여 실험의 유효성을 검증하였고, 또한 실제 쿼드로터 시스템에 시뮬레이션 결과를 안전하게 적용하기 위하여 Fig. 6에서 보이는 것과 같이 쿼드로터를 테스트 짐벌 위에 장착한 후 추가 실험을 수행하였다.

쿼드로터 자세 각도(Roll, Pitch)의 입력 값을 각각 30도로 변환을 했을 때 자세 각도와 Reference와의 오차를 Fig. 7부터 Fig. 14까지의 그림을 통해 확인할 수 있다. 결과 그림에 대한 좀 더 자세히 설명하면 Fig. 7과 Fig. 11에서는 실제 데이터 융합 입력과 제안한 알고리즘을 사용한 센서 데이터 융합 입력 그리고 Reference 입력을 나타내고 있다. 그림에서 볼 수 있듯이, 실제 센서 데이터를 이용하는 것보다 제안한 알고리즘을 사용한 경우가 보다 응답속도가 빠른 것을 알 수 있었다. 그리고 목표값에 도달 했을 때 실제 데이터



Fig. 6 Test gimbal

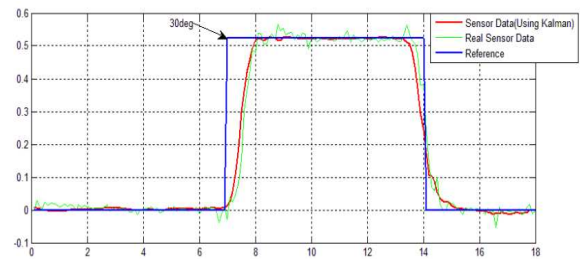


Fig. 7 Pitch - reference (30) & real sensor data (Input), Kalman filter (Input)

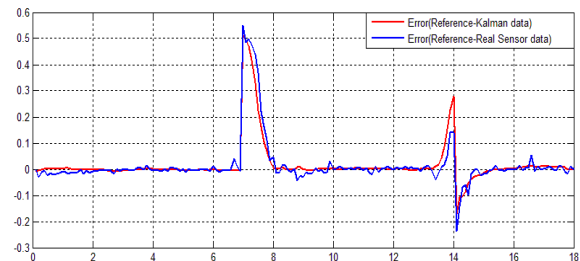


Fig. 8 Error (reference (P30)-sensor data (R/K))

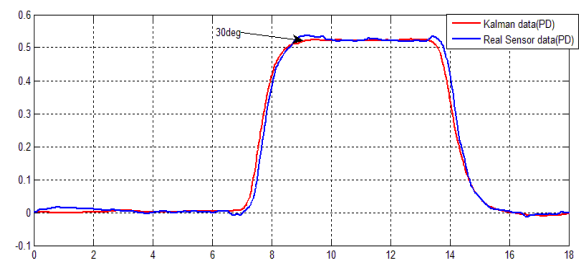


Fig. 9 Pitch30 (PD) - real sensor data (Output), Kalman filter (Output)

보다 알고리즘을 통해 도출해낸 데이터가 잡음이 적었다. Fig. 8과 Fig. 12까지는 Reference에서 실제 센서 데이터와 제안한 알고리즘을 통해 도출해낸 센서 데이터를 뺀 오차값을 보여주고 있으

며, 움직임이 없을 때 실제 센서 데이터에서는 잡음이 생기는 것을 볼 수 있었다. 잡음이 발생하는 경우 쿼드콥터의 안정성에 영향을 미치게 되고, 배터리 소모에도 큰 영향을 준다. 단, 오차가 큰 부분은 실제로 쿼드콥터 실험을 통해 얻어진 결과이기 때문에 이상적인 입력과는 차이가 날 수 있다.

Fig. 7과 Fig. 11에서 나타난 실제 센서 데이터, 알고리즘을 사용한 센서 데이터 입력값을 PD 제

어기와 쿼드콥터 시스템에 적용하여 각각 Fig. 9, Fig. 13과 같은 결과를 얻었다. 실제 센서 데이터를 입력으로 사용한 경우 시스템의 출력에서 잡음과 쿼드콥터의 자세 변환에 대하여 응답결과 변동을 가지고 있다. Fig. 10과 Fig. 14는 PD제어기와 시스템을 통한 출력과 Reference 출력의 차이이다.

쿼드콥터는 일정한 각도를 한번 움직일 때 PD 제어기를 사용하여도 센서 잡음이 쿼드콥터에 거

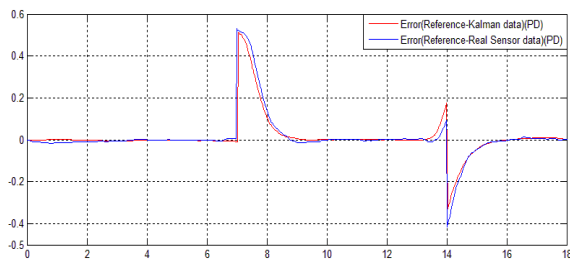


Fig. 10 PD Error(Reference(P30) - Sensor Data(R/K))

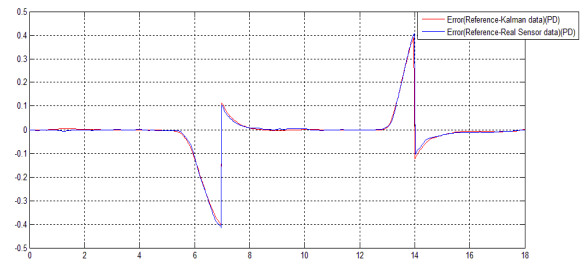


Fig. 14 PDError(reference(R30) - sensor data(R/K))

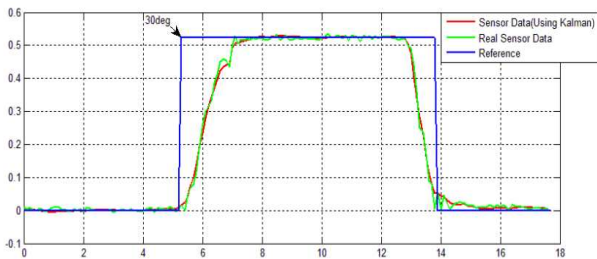


Fig. 11 Roll - reference(30), real sensor data(Input), Kalman filter(Input)

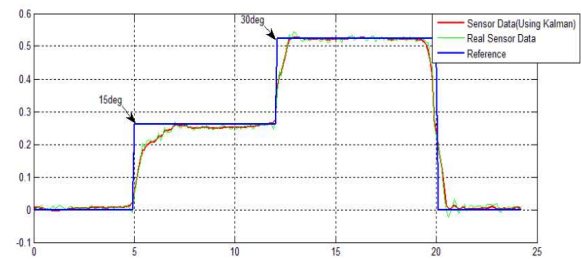


Fig. 15 Pitch - reference(15-30), real sensor data (Input), Kalman filter(Input)

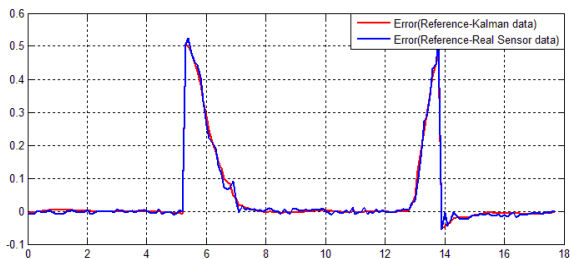


Fig. 12 Error(reference(30)-sensor data(R/K))

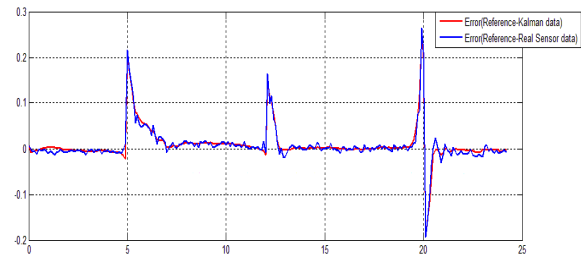


Fig. 16 Error(reference(P15-30) - sensor data(R/K))

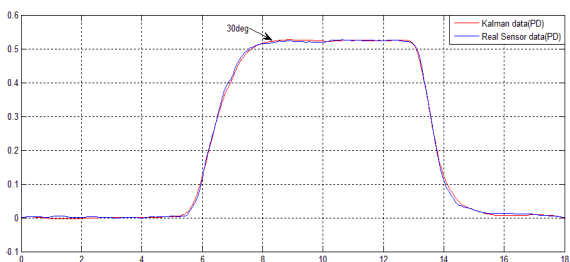


Fig. 13 Roll30(PD) - real sensor data(Output), Kalman filter(Output)

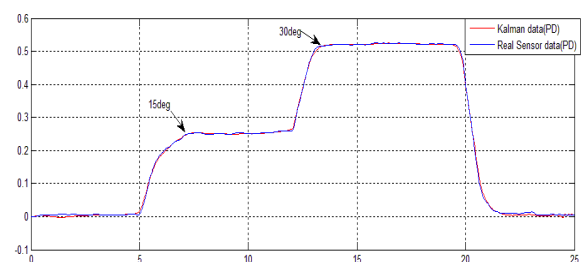


Fig. 17 Pitch15-30(PD) - real sensor data(Output), Kalman filter(Output)

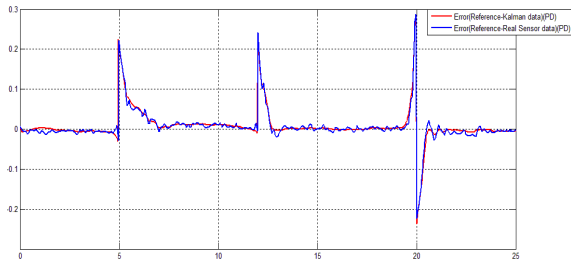


Fig. 18 PDError(reference(P15-30) - sensor data(R/K))

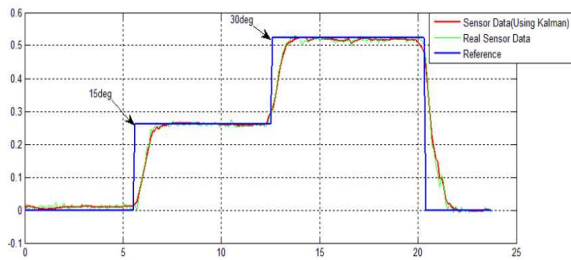


Fig. 19 Roll - reference(15-30), real sensor data(Input), Kalman filter(Input)

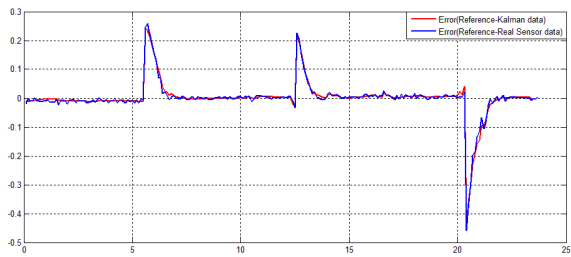


Fig. 20 Error(reference(R15-30) - sensor data(R/K))

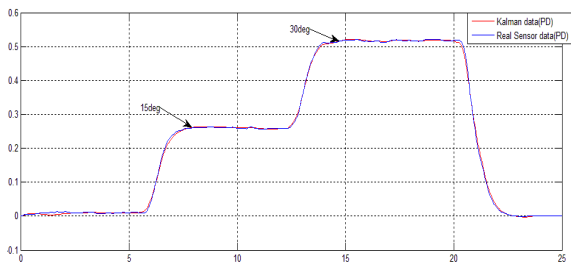


Fig. 21 Roll15-30(PD) - real sensor data(Output), Kalman filter(Output)

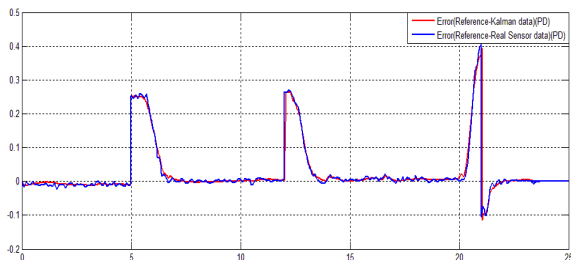


Fig. 22 PDError(reference(R15-30) - sensor data(R/K))

의 영향을 끼치지 않는다. 하지만 쿼드콥터의 다양한 운동과 갑작스러운 움직임이 생겼을 경우 센서의 영향이 제어를 통과하여 쿼드콥터에 어떤 영향을 주는 지에 대한 실험 수행하였다.

Fig. 15부터 Fig. 22까지는 쿼드콥터를 일정한 고도로 유지해 놓은 상태에서 쿼드콥터의 자세를 15도 각도로 7.5초간 유지하게 하고, 이후 자세를 30도 각도로 7.5초를 유지 시키고 마지막으로 정지 비행을 시켰을 때에 대한 실험 결과이다. 쿼드콥터의 자세는 다각도로 변화를 줬을 경우에 잡음이 PD제어기와 쿼드콥터 시스템을 통해서 나온 자세 각도에도 영향을 미치게 된다. 하지만 제안한 알고리즘을 이용한 센서 데이터의 입력값을 활용한 경우 잡음이 거의 없음을 알 수 있다.

7. 결론

본 논문에서는 쿼드콥터 자세제어를 위해 사용하고 있는 자이로 센서의 누적오차를 제어하기 위해 가속도 센서와의 센서 융합을 시도하였고, 다중 센서 융합 알고리즘을 통하여 실제 가속도 센서와 자이로 센서 데이터를 융합하여 쿼드콥터 시스템에 적용하여 보았다. 이를 통하여 자이로의 누적 오차 뿐만 아니라 가속도 센서의 불확실한 자세 정보를 상호 보완하였다.

제안한 다중 센서 융합의 성능 검증을 위하여 Matlab 시뮬레이션 및 짐벌 시스템을 활용한 실제 쿼드콥터 시스템의 실험을 진행하였으며, 그 결과 다중 센서 데이터 융합을 통해 쿼드콥터 자세 제어의 신뢰성 향상이 있었음을 실험적으로 확인할 수 있었다.

향후 이러한 연구를 통해 실제 쿼드콥터의 GPS 및 Compass 등의 추가 센서 시스템을 통합적으로 융합하여 쿼드콥터의 자세 제어 및 위치제어를 수행하여 향후 무인 쿼드콥터의 자율 주행 및 자동 호버링 등에 활용하고자 한다.

후 기

이 논문은 한국연구재단 BK21 플러스 사업과 2013년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행한 연구임.

(No.2013R1A1A2A10009458(일반) & (No. 2013R1A2A2A01068127 중견)

참고문헌 (References)

- (1) Byeon, S. M., Lee, K. M. and Yoon, S. H.,

- 2013, "An Autonomous Navigation Algorithm for Quadcopter Using Multiple Sensors," *Korean Engineering-Art Institute Journal*, Vol. 5, No. 1.
- (2) Goel, R., Shah, S. M., Gupta, N. K. and Ananthkrishnan, N., 2009, "Modeling, Simulation and Flight Testing of an Autonomous Quadrotor," *Proceedings of ICEAE 2009*.
- (3) Salazar-Cruz, S. and Lozano, R., 2005 "Stabilization and Nonlinear Control for a Novel Trirotor Mini- aircraft," 2005 *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp.2612~2617.
- (4) Kim, H., Jeong, S. H., Chong, K. T. and Lee, D. J., 2014, "Dynamic Modeling and Control Techniques for Multi-Rotor Flying Robots" *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, Vol. 38, No. 2, pp. 137~148.
- (5) Yun, H. J., Choi, H. Y. and Lee, J. S., 2014, "CFD-based Thrust Analysis of Unmanned Aerial Vehicle in Hover Mode : Effects of Single Rotor Blade Shape," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, Vol. 38, No. 5, pp. 513~520.
- (6) Chowdhary, G. and Jategaonkar, R., 2006, "Aerodynamic Parameter Estimation from Flight Data Applying Extended and Unscented Kalman Filter," *DLR Institute for Flight System, Braunschweig, Germany, AIAA 2006-6146*.
- (7) Wan, E. A. and van der Merwe, R., 2000, "The Unscented Kalman Filter for Nonlinear Estimation" *IEEE Symposium 2000*.
- (8) Abas, N., Legowo, A. and Akmeliawati, R., 2011, "Parameter Identification of an Autonomous Quadrotor," *International Conference on Mechatronics (ICOM)*.
- (9) Lee, K. U., Yun, Y. H., Chang, W., Park, B. J. and Choi, H. Y., 2011, "Modeling and Controller Design of Quadrotor UAV," *KIEESummer Conference 2011*.