ISSN : 1226-7244 (Print) ISSN : 2288-243X (Online) 논문번호 19-01-38 266

헥사콥터의 구동기 고장 검출 및 분리 방법

Actuator Fault Detection and Isolation Method for a Hexacopter

박민기**

Min-Kee Park**

Abstract

Multicopters have become more popular since they are advantageous in their ability to take off and land vertically. In order to guarantee the normal operations of such multicopters, the problem of fault detection and isolation is very important. In this paper, a new method for detecting and isolating an actuator fault of a hexacopter is proposed based on the analytical approach. The residual is newly defined using the angular velocities of actuators estimated by the mathematical model and an actuator fault is detected comparing the residuals to a threshold. And a fault is isolated combining a dynamic model and generated residuals when a fault is detected. The proposed method is a simple, but effective technique because it is based on mathematical model. The results of the computer simulation are also given to demonstrate the validity of the proposed algorithm in case of a single failure.

요 약

멀티콥터는 수직 이착륙 할 수 있다는 장점 때문에 활용이 증가하고 있으며 이러한 멀티콥터의 정상적인 동작을 위해서는 고장 검출과 분리 문제가 매우 중요하다. 본 논문에서는 해석적 방법에 기반하여 핵사콥터 구동기의 고장을 검출하고 분리하 는 새로운 방법을 제안한다. 제안한 방법에서는 핵사콥터의 수학적 모델로부터 추정한 구동기의 각속도를 이용하여 잔차를 새롭게 정의하고 생성된 잔차와 문턱값을 비교하여 구동기의 고장을 검출한다. 고장이 검출되면 핵사콥터의 동역학 모델과 생성된 잔차를 결합하여 고장을 분리한다. 제안한 방법은 수학적 모델을 기반으로 하여 간단하면서도 효과적이다. 핵사콥터 구동기의 단일 고장 상황을 가정한 시뮬레이션을 통해 제안한 방법의 유효성을 검증하였다.

Key words : Hexacopter, Fault Detection, Faut Isolation, Residual, Actuator Fault, FDI System

Ⅰ. 서론

멀티콥터(multicopter)는 수직 이착륙 및 정지 비 행이 가능한 장점을 갖고 있어 다양한 활용이 가능 하므로 이에 대한 연구가 활발하게 이루어지고 있 으며 관련된 시장도 급격히 증가하고 있다. 이러한 멀티콥터의 정상적인 동작을 보장하고 안정성과 신뢰성을 향상시키기 위해서는 고장진단 문제가 매우 중요하다.

고장 진단이란 시스템의 센서나 구동기 등 시스 템 내부의 장치 등이 고장이 났을 때 고장을 검출 하고 고장의 종류와 고장이 난 위치를 알려주는 것 을 말한다. 고장진단 기법은 크게 하드웨어적 방법 과 해석적 방법으로 분류되는데 해석적 방법은 하

* Dept. of Electronic & IT Media Engineering, Seoul National University of Science and Technology

 \star Corresponding author

Manuscript received Mar. 8, 2019; revised Mar. 21, 2019; accepted Mar. 27, 2019.

E-mail:mkpark@seoultech.ac.kr, Tel:+82-2-970-6464

^{*} Acknowledgment

This study was supported by the Research Program funded by the SeoulTech.

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.

드웨어를 중복 사용할 경우 발생하는 비용과 공간 상의 문제가 없으며 시스템 내부 정보를 이용하여 하드웨어 중복을 이용하는 효과를 얻을 수 있다. 이러한 해석적 방법에는 파라미터 추정 방법, 관측 기(observer)를 이용한 방법, 패러티(parity) 방정식 을 이용한 방법 및 칼만(Kalman) 필터를 이용한 기법 등이 있다[1]. 파라미터 추정 방법은 기준 모 델의 파라미터 값과 고장이 난 경우의 파라미터 값 을 비교하여 시스템 파라미터들의 고장 진단은 쉬 우나 파라미터와 직접적 관계가 없는 센서와 구동 기의 고장 진단은 쉽지 않다. 관측기나 패러티 방 정식을 이용한 방법은 잔차(residual)를 생성하여 이를 통해 고장 여부를 판단하고 고장에 대한 정보 를 추출하는 방법인데 수학적 모델을 기반으로 하 는 방법으로 고장 진단이 용이하나 시스템이 복잡 한 경우 수학적 모델을 찾기가 어려운 점이 있다. 마지막으로 칼만 필터라는 추정기를 이용한 방법 은 잔차의 특성 변화로 고장을 진단하는데 비선형 시스템에서도 좋은 성능을 보이는 반면 계산량이 많고 튜닝과정이 필요한 단점이 있다.

멀티콥터의 정상적인 동작을 보장하기 위하여 위 에서 설명한 여러 가지 고장진단 기법을 이용하여 멀티콥터 내부 장치의 고장을 진단하는 방법들에 대 한 많은 연구가 진행되어 왔다[2-5]. 기존 연구들은 쿼드콥터(quadcopter)에 대한 고장 진단 방법들[2], [3]이 주를 이루고 있으나 최근에는 더 많은 구동기 를 사용하면 안정성이 향상되고 추력이 증가하는 장 점이 있어 핵사콥터(hexacopter)의 연구[4], [5]에 대 한 관심이 증가하고 있다. 또한 멀티콥터 센서의 고 장을 검출하고 분리시키는 많은 연구가 있으나 구동 기의 고장을 검출하는 연구는 많지 않은 편이다.

본 논문에서는 핵사콥터 구동기의 고장을 검출하 고 분리하는 새로운 방법을 제안한다. 제안한 방법 은 해석적 방법을 사용하며 고장검출 기법 중 가장 널리 사용되는 잔차 생성 기법을 기반으로 하였다. 본 논문의 구성은 다음과 같다. Ⅱ장 본론의 1절에 서는 핵사콥터의 동역학 모델을 제시한다. 2절에서 는 수학적 모델을 기반으로 잔차를 정의하고 고장 을 검출 분리하는 방법을 제안한다. 3절에서는 핵 사콥터 구동기의 단일 고장 상황을 가정한 시뮬레 이션을 통해 제안한 방법의 유효성을 보인다. Ⅲ장 결론에서는 연구결과 및 향후 연구방향에 대해 기 술한다.

II. 본론

1. Hexacopter의 동역학 모델링

핵사콥터는 6개의 로터(rotor)를 가진 수직으로 이착륙하는 비행체로서 반시계방향으로 회전하는 세 쌍의 고정피치 날개로 구성되어 있다. 이러한 구성으로 6자유도를 가지고 회전운동과 병진운동 을 할 수 있으며 로터의 각속도에 의해 움직임이 제어된다. 본 절에서는 이러한 핵사콥터의 고장 검 출 및 분리를 위한 수학적 모델을 제시한다.



그림 1. 헥사콥터의 좌표계

3차원 공간에서 헥사콥터의 수학적 모델을 기술하 기 위하여 그림 1과 같이 지구좌표계(earth frame) (O, x, y, z)와 동체좌표계(body frame) (O_B, x_B, y_B, z_B)를 설정한다. 동체좌표계의 중심은 지구좌 표계로부터 (x, y, z)에 위치하며 헥사콥터의 각위 치는 롤(roll) φ, 피치(pitch) ψ, 요(yaw) θ에 의해 기술된다. 헥사콥터의 동역학 방정식을 유도하기 위하여 동체는 강체이며 6개의 로터(rotor)는 중심에 대하여 서로 대칭이라고 가정한다. Newton-Euler 방정식을 이용하면 병진운동과 회전운동에 대하여 식 (1)과 (2)의 동역학 운동방정식을 얻을 수 있다 [5-7].

$$\begin{cases} \ddot{x} = -\left(\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi\right)\frac{1}{m}F\\ \ddot{y} = -\left(\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi\right)\frac{1}{m}F\\ \ddot{z} = g - \left(\cos\phi\cos\theta\right)\frac{1}{m}F \end{cases}$$
(1)

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} (\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}) + \frac{J_r}{I_{xx}} \dot{\theta} \omega_r + \frac{1}{I_{xx}} \tau_{\phi} \\ \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} (\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}) - \frac{J_r}{I_{yy}} \dot{\phi} \omega_r + \frac{1}{I_{yy}} \tau_{\theta} \\ \ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} (\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}) + \frac{1}{I_{zz}} \tau_{\psi} \end{cases}$$

$$(2)$$

식 (1)에서 F는 전체 추력을 나타내며, 각 회전 프로펠라가 만드는 수직 상승 힘의 합으로 다음과 같다.

$$F = f_1 + f_2 + f_3 + f_4 + f_5 + f_6 \tag{3}$$

식 (2)에서 J_r 은 로터의 관성모멘트이며 I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} 는 각각 동체의 x, y, z축에 대한 관성모멘트이 다. τ_{ϕ} , τ_{θ} , τ_{ψ} 는 각각 동체좌표계에서 롤, 피치, 요 방향의 토크이며, ω_r 은 모든 프로펠러의 각속도 차 이이다.



Fig. 2. Layout of a hexarotor. 그림 2. 헥사로터의 배치

핵사콥터의 6개의 로터는 그림 2와 같이 배치되 어 있으며 중심에 대하여 서로 대칭이다. 핵사콥터 의 무게 중심으로부터 로터까지의 거리는 *l*이며 로 터 사이의 각도는 60°이다. 따라서 핵사콥터의 전 체 추력과 토크는 구동기의 각속도와 다음 관계식 에 의해 기술된다[5-7].

$$\begin{bmatrix} F \\ \tau_{\phi} \\ \tau_{\theta} \\ \tau_{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_1 & k_1 & k_1 & k_1 & k_1 & k_1 \\ 0 & -clk_1 & -clk_1 & 0 & clk_1 & clk_1 \\ lk_1 & slk_1 & -slk_1 & -lk_1 & -slk_1 & slk_1 \\ -k_2 & k_2 & -k_2 & k_2 & -k_2 & k_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \\ \omega_5^2 \\ \omega_6^2 \end{bmatrix}$$
(4)
$$= \boldsymbol{P} \begin{bmatrix} \omega_1^2 & \omega_2^2 & \omega_3^2 & \omega_4^2 & \omega_5^2 & \omega_6^2 \end{bmatrix}^T$$

여기서 ω_i(i = 1, ..., 6)는 구동기의 각속도이며 s = sin(30°), c = cos(30°)이다. k₁은 추력상수, k₂는 토크상수로써 실험으로 구할 수 있다.

식 (4)에서 추력과 토크 값으로부터 각 구동기의 각속도를 구하기 위해서는 행렬 **P**의 역행렬을 구 해야 한다. 그러나 **P**는 정사각행렬이 아니므로 역 행렬을 구할 수 없기 때문에 일반적으로 식 (5)와 같이 의사역행렬(pseudo-inverse)을 이용하여 추력 과 토크로부터 각 구동기의 각속도를 근사적으로 계산할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \omega_1^2 & \omega_2^2 & \omega_3^2 & \omega_4^2 & \omega_5^2 & \omega_6^2 \end{bmatrix}^T = \boldsymbol{P_{(pseudo)}^{-1}} \begin{bmatrix} F \\ \tau_{\phi} \\ \tau_{\theta} \\ \tau_{\psi} \end{bmatrix}$$
(5)

여기서
$$P_{(pseudo)}^{-1} = P^T (PA^T)^{-1}$$
이다.

2. 고장 검출 및 분리 알고리즘

이 절에서는 핵사콥터 구동기의 고장을 검출하고 분리하기 위한 새로운 방법을 제안한다. 제안한 알 고리즘은 수학적 모델을 이용하여 잔차(residual)를 생성하고 잔차를 문턱값(threshold)과 비교하여 고 장을 검출하고 분리하는 방법이다.

가. 잔차 생성 알고리즘

잔차는 기준 입력과 수학적 모델을 이용하여 추 정된 값과의 차이로 다음과 같이 정의한다.

$$R_{1} = (\omega_{4}^{2} - \omega_{1}^{2}) - (\hat{\omega}_{4}^{2} - \hat{\omega}_{1}^{2}) R_{2} = (\omega_{5}^{2} - \omega_{2}^{2}) - (\hat{\omega}_{5}^{2} - \hat{\omega}_{2}^{2}) R_{3} = (\omega_{6}^{2} - \omega_{3}^{2}) - (\hat{\omega}_{6}^{2} - \hat{\omega}_{3}^{2})$$
(6)

여기서 $(\omega_4^2 - \omega_1^2)$, $(\omega_5^2 - \omega_2^2)$, $(\omega_6^2 - \omega_3^2)$ 는 기준 각속도 입력이고 $(\hat{\omega}_4^2 - \hat{\omega}_1^2)$, $(\hat{\omega}_5^2 - \hat{\omega}_2^2)$, $(\hat{\omega}_6^2 - \hat{\omega}_3^2)$ 는 수학적 모델을 이용하여 센서 측정치로부터 추 정된 각속도 값이다.

식 (5)를 사용하면 추력과 토크로부터 각속도 값 들을 추정하여 잔차를 계산할 수 있다. 하지만 식 (5)에서 구한 구동기의 각속도 값들은 의사역행렬 을 사용해 계산한 근사값으로 고장 검출을 위해 사 용하기 어렵다. 따라서 구동기의 고장 검출을 위해 서는 정확한 각속도 값을 추정할 수 있는 새로운 방법이 필요하다. 잔차를 계산하기 위하여 식 (4)에서 2, 3 4행을 전개 후 $(\omega_4^2 - \omega_1^2)$, $(\omega_5^2 - \omega_2^2)$, $(\omega_6^2 - \omega_3^2)$ 항으로 묶으면 다음 식을 얻는다.

$$\begin{bmatrix} \tau_{\phi} \\ \tau_{\theta} \\ \tau_{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & clk_1 & clk_1 \\ -lk_1 - slk_1 & slk_1 \\ k_2 & -k_2 & k_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (\omega_4^2 - \omega_1^2) \\ (\omega_5^2 - \omega_2^2) \\ (\omega_6^2 - \omega_3^2) \end{bmatrix}$$

$$= \boldsymbol{Q} \begin{bmatrix} (\omega_4^2 - \omega_1^2) \\ (\omega_5^2 - \omega_2^2) \\ (\omega_6^2 - \omega_3^2) \end{bmatrix}$$

$$(7)$$

식 (7)에서 행렬 Q는 정사각행렬이고 일반적으 로 비특이(nonsingular) 행렬이므로 역행렬이 존재 한다. 따라서 τ_{ϕ} , τ_{θ} , τ_{ψ} 값을 추정할 수 있다면 식 (7) 의 양변에 Q의 역행렬을 곱하여 정확한 ($\omega_4^2 - \omega_1^2$), ($\omega_5^2 - \omega_2^2$), ($\omega_6^2 - \omega_3^2$) 값을 추정할 수 있다.

 $\tau_{\phi}, \tau_{\theta}, \tau_{\psi}$ 값을 추정하기 위하여 식 (2)에서 ω_r 의 계수는 다른 항에 비해 매우 작으므로 무시하면 다음 식을 얻는다.

$$\begin{cases} \tau_{\phi} = I_{xx} \dot{\phi} - \dot{\theta} \dot{\psi} (I_{yy} - I_{zz}) \\ \tau_{\theta} = I_{yy} \ddot{\theta} - \dot{\phi} \dot{\psi} (I_{zz} - I_{xx}) \\ \tau_{\psi} = I_{zz} \dot{\psi} - \dot{\phi} \dot{\theta} (I_{xx} - I_{yy}) \end{cases}$$
(8)

핵사콥터는 위치와 자세를 제어하기 위해서 가속도 계, 자이로 센서, 관성측정장치(IMU : Inertial Measurement Unit) 및 GPS 등을 사용하는데 이러한 센서 측정값과 식 (8)을 이용하여 토크 τ_{ϕ} , τ_{θ} , τ_{ψ} 를 추 정할 수 있다. 추정된 토크 값을 식 (7)에 대입하고 양변에 **Q**의 역행렬을 곱하면 다음 식을 얻는다.





Fig. 3. Residual generation process. 그림 3. 잔차 생성 과정

식 (9)로부터 ($\hat{\omega}_4^2 - \hat{\omega}_1^2$), ($\hat{\omega}_5^2 - \hat{\omega}_2^2$), ($\hat{\omega}_6^2 - \hat{\omega}_3^2$) 를 구하여 식 (6)에 대입하면 잔차 R_1 , R_2 , R_3 를 구할 수 있다.

그림 3은 잔차 신호를 생성하는 과정을 블록도로 보인 것이다.

나. 고장 검출 및 분리

이상적인 경우 구동기의 고장이 없다면 잔차는 0 이 되며 고장이 발생하면 잔차는 0이 아닌 값을 가 진다. 하지만 근사식을 사용하였고 실제로는 측정 상의 오차가 발생하므로 고장 발생 기준 문턱값 T_H 를 정하고, $R_i(i=1,2,3)$ 를 문턱값과 비교하여 다음과 같이 고장을 검출한다.

$$R_i \ge T_H$$
 이면 고장 (10)

$$R_i < T_H$$
 이면 정상 (11)

고장이 검출된 경우에는 다음 단계에 따라 고장 구동기를 분리한다.

식 (1)의 3번째 식으로부터 다음 식을 얻을 수 있다.

$$F = \frac{m(\mathbf{g} - \ddot{z})}{\cos\phi\cos\theta} \tag{12}$$

식 (12)에 센서 측정값을 대입하여 추정된 추력을 *R*라 하면 식(4)의 1행으로부터 다음 식을 얻는다.

$$\hat{\omega}_1^2 + \hat{\omega}_2^2 + \hat{\omega}_3^2 + \hat{\omega}_4^2 + \hat{\omega}_5^2 + \hat{\omega}_6^2 = \frac{\hat{F}}{k_1}$$
(13)

정상으로 진단된 R_i 에 포함된 각속도는 수학적 모델로부터 추정한 값이 기준 입력과 같다고 가정 한다. 예를 들어 R_1 과 R_3 가 정상으로 진단되고 R_2 가 고장으로 진단된 경우 R_1 과 R_3 에 포함된 각속 도는 $\omega_1, \omega_3, \omega_4, \omega_6, \hat{\omega_1}, \hat{\omega_3}, \hat{\omega_4}, \hat{\omega_6}$ 이며 따라서 $\hat{\omega_1} = \omega_1, \hat{\omega_3} = \omega_3, \hat{\omega_4} = \omega_4, \hat{\omega_6} = \omega_6$ 가 된다. 이 값을 식 (13)에 대입하면 다음 식을 얻는다.

$$\omega_1^2 + \hat{\omega_2}^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2 + \hat{\omega_5}^2 + \omega_6^2 = \frac{F}{k_1}$$
(14)

따라서 식 (14)와 식 (6)의 2번째 식과 연립하면 각속도 $\hat{\omega_2}, \hat{\omega_5}$ 을 추정할 수 있다. 이 값을 기준 각 속도 입력 ω_2, ω_5 와 비교하여 고장난 구동기를 분 리한다.

고장 검출 및 분리 알고리즘을 요약하면 다음과 같다.

알고리즘 : 고장 검출 및 분리

1.	잔차 $R_i(i=1,2,3)$ 계산:식(6)					
2.	고장 진단					
	$R_i \geq T_H$ 이면 고장					
	$R_i < T_H$ 이면 정상					
3.	. 고장 분리					
	(1) 정상으로 판단된 R_i 에 포함된 추정 각속도는					
	기준 입력 각속도와 같다고 가정.					
	(2) 비정상에 포함된 각속도 추정: 식 (6)과 (13) 연립					
	(3) 구동기의 기준 각속도 입력과 구동기의 추정					
	각속도를 비교하여 고장 분리					

3. 시뮬레이션

본 장에서는 핵사콥터 구동기의 단일 고장 상황 을 가정한 시뮬레이션을 통해 제안한 방법의 유효 성을 검증하였다. 시뮬레이션을 위해 구동기의 기 준 각속도 입력은 표 1과 같이 설정하였으며 2번째 구동기가 시간 5초에서 고장으로 속도가 10% 떨어 진다고 가정하였다. 그 밖에 파라미터들은 참고문 헌 [7]을 참고하여 표 2와 같이 설정하였다.

Table 1. Reference angular velocities for controlling actuators.표1. 구동기의 기준 각속도 입력

ω_1	ω_2	ω_3	ω_4	ω_5	ω_6
15[rad/s]	10[rad/s]	12[rad/s]	8[rad/s]	13[rad/s]	14[rad/s]

Table 2. Hexacopter parameters. 표 2. 헥사콥터 파라미터

m	l	k_1	k_1
1.6[kg]	0.33[m]	4.8e-3[N/rpm ²]	4.8e-4[N·m/rpm ²]

그림 4는 기준 각속도 입력을 나타내는데 구동기 2의 경우 시간 5초에서 고장으로 속도가 10% 감소 됨을 보인다. 그림 5는 의사역행렬을 사용하여 추 력과 토크로부터 추정한 각속도를 보이고 있다. 시 뮬레이션 결과를 통하여 의사역행렬을 사용하여 추정한 각속도는 2번째 구동기의 이상으로 떨어진 추력과 토크가 모든 각속도에 반영되어 나타남을 알 수 있다. 그림 6은 기준 각속도 입력과 의사역행 렬을 사용하여 추정한 각속도와의 차이를 보이고 있는데 2번째 구동기 뿐만 아니라 모든 구동기가 각속도 차이를 보이고 있어 고장을 검출하거나 분 리하기가 어려움을 알 수 있다.



Fig. 4. Reference angular velocities. 그림 4. 기준 각속도 입력



Fig. 5. Angular velocities estimated by pseudo-inverse. 그림 5. Pseudo-inverse에 의해 추정된 각속도



Fig. 6. Differences between reference angular velocities
and estimated angular velocities.그림 6. 기준 각속도와 추정 각속도의 차



Fig. 7. Generated residuals. 그림 7. 생성된 잔차

그림 7은 제안한 방법을 이용하여 계산된 잔차를 보이고 있다. 문턱값을 3[rad/s]로 설정한 경우 R1 과 R3는 정상이고 R2은 고장으로 판단된다. 그러므 로 R1과 R3에 속한 추정 각속도는 기준 각속도와 같다고 가정하고 식 (6)의 2번째 식과 식 (13)을 연 립하여 R2에 포함된 각속도를 추정하면 ω₉=8.7762 [rad/s], $\hat{\omega_5}$ =12.8117[rad/s]로 추정된다. 이 값들을 각각 기준 각속도 입력과 비교하여 차이를 구하면, 2번째 구동기는 1.2238[rad/s]의 각속도 차이가 나 며 5번째 구동기는 0.1883[rad/s]의 차이가 남을 알 수 있다. 따라서 2번째 구동기는 기준 각속도 입력 과 12.2% 정도의 차이가 발생하며 5번째 구동기는 1.5% 정도의 차이가 발생하여 2번째 구동기가 고 장으로 판별되었다. 이 결과는 시뮬레이션의 가정 과 일치하며 고장이 잘 검출되고 분리됨을 알 수 있다.

Ⅲ. 결론

본 논문에서는 헥사콥터 구동기의 고장을 검출하 고 분리하는 새로운 방법을 제안하였다. 수학적 모 델을 이용하여 잔차를 새롭게 정의하였으며, 생성 된 잔차를 이용하여 고장을 검출하였다. 또한 고장 이 검출된 경우, 수학적 모델로부터 구동기 각각의 속도를 추정하여 고장을 분리하였다. 헥사콥터의 경우 추력과 토크로부터 의사역행렬을 사용하여 근사적으로 각속도를 구할 수 있으나 고장을 검출 하는 데 사용하기에는 적합하지 않다. 따라서 새로 운 방안으로 토크로부터 대칭인 구동기의 각속도 제곱의 차를 역행렬을 이용하여 추정하고 고장 검 출에 사용하였다. 제안한 방법은 수학적 모델을 기반으로 하여 간 단하고 효율적이며 엔코더와 같이 속도를 추정하 기 위한 별도의 센서를 사용하지 않아도 되는 장점 을 가진다. 구동기의 단일 고장에 대하여 시뮬레이 션을 통해 제안한 방법의 유효성을 보였다. 헥사콥 터의 경우 의사역행렬을 사용하여 추정한 각속도 로 고장을 검출하기 어려움을 보였으며 제안한 방 법을 적용하여 구동기의 고장이 잘 검출되고 분리 됨을 보였다.

향후 제안한 방법을 헥사콥터에 실제 적용하기 위하여 실험을 통해 검증하고 구동기의 다중 고장 에 대해 고장을 검출하고 분리하는 방법에 대한 연 구를 수행할 계획이다.

References

[1] A Study on Fault Detection and Redundancy Management System, Smart UAV Development Program Phase 1 Final Report, *Ministry of Trade, Industry and Energy*, Seoul National University, 2005.

[2] A. Freddi, S. Longhi and A. Monteriu, "Actuator fault detection system for a mini-quadrotor," *2010 IEEE International Symposium on Industrial Electronics*, pp. 2055–2060, 2010.

[3] M. H. Amoozgar, A. Chamseddine and Y. Zhang, "Experimental test of a two-stage Kalman filter for actuator fault detection and diagnosis of an unmanned quadrotor helicopter," *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 70, no. 1–4, pp. 107–117, 2013. DOI: 10.1007/s10846-012-9757-7

[4] A. Freddi, S. Longhi, A. Monteriu and M. Prist, "Actuator fault detection and Isolation system for an Hexacopter," *Proc. of the 2014 IEEE/ASME 10th International Conference on Mechatronic and Embedded Systems and Applications (MESA)*, pp. 2055–2060, 2014. DOI: 10.1109/MESA.2014.6935563
[5] C. H. Lee and M. K. Park, "Actuator Fault estimation Method using Hexacopter Symmetry," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, vol. 22, no. 7, pp. 519–513, 2016.

DOI: 10.5302/J.ICROS.2016.16.0082

[6] Le Dong Khanh, "Mathematical Modeling and

Autonomous Tracking Control for Hexacopter," *Ph.D. thesis*, Mokpo National Maritime University, 2016.

[7] H. Kim, H. S. Jeong, K. T. Chong and D. J. Lee, "Dynamic Modeling and Control Techniques for Multi-Rotor Flying Robot," Transactions of the KSME A, vol. 38, no. 2, pp. 137–147, 2014. DOI: 10.3795/KSME-A.2014.38.2.137

[8] A. Monteriu, P. Asthana, K. P. Valavanis, and S. Longhi, "Real-Time Model-Based Fault Detection and Isolation for UGVs," *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, vol. 56, no. 4, pp. 425–439, 2009. DOI: 10.1007/s10846-009-9321-2

[9] J. Qi, Z. Jiang, X. Zhao and J. Han, "UKF-based Rotorcraft UAV Fault Adaptive Control for Actuator Failure," *Proc. of the 2007 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics*, pp. 1545–1550, 2007. DOI: 10.1109/ROBIO.2007.4522394
[10] R. S. Pil, "Fault diagnosis for electric chassis systems," Master thesis, Korea Advanced Institute of Science and Technology(KAIST), 2002.

[11] J. S. Wang, "A Study on the Modeling and Attitude Control of a Quad-rotor," Master thesis, Hoseo University, 2011.

BIOGRAPHY

Min-Kee Park (Member)



1985: BS degree in ElectronicEngineering, Yonsei University.1992: MS degree in ElectronicEngineering, Yonsei University.1996: PhD degree in ElectronicEngineering, Yonsei University.

1985~1990: Research Engineer, LG Electronics. 2000~2001: Visiting Researcher, University of Tokyo. 1996~Present: Professor, Seoul National Univ. of Science and Technology.