

論文

이중 필터와 다중 가설 확장 칼만 필터를 적용한 인공위성 반작용 휠의 고장 분리기 설계

최광록*, 박찬국**

Design of Fault Isolator of Satellite Reaction Wheel System Using Dual Filter and Multi-hypothesis Extended Kalman Filter

Kwang Rok Choi* and Chan Gook Park**

ABSTRACT

One reaction wheel cluster of satellite usually has four reaction wheels. Each wheel is not arranged parallel to the attitude axis of satellite. Therefore, if one reaction wheel is broken, it is very hard to isolate the fault except using the sensors of wheel itself. In this paper, the isolator of satellite reaction wheel cluster is designed. Using a dual filter, FDP(Fault Detection Parameter) is made to detect fault, and using a multi-hypothesis extended Kalman filter, fault isolation of wheel cluster is done. We verify the improvement of isolation performance of wheel cluster by simulation with 4-reaction wheel cluster.

초 록

인공위성의 반작용 휠 클러스터는 보통 4개의 반작용 휠로 구성이 된다. 각각의 반작용 휠은 인공위성의 자세 축과 일치하게 배치되지 않기 때문에 하나의 반작용 휠에 고장이 일어난 경우 반작용 휠 자체의 센서를 이용한 방법 외에는 고장 분리가 매우 어렵다. 본 논문에서는 이중 필터를 이용하여 고장 검출에 효과적인 파라미터를 구성하고, 인공위성의 반작용 휠 각각이 정지 고장을 일으킬 경우를 가정하여 이중 필터와 다중 가설 필터를 이용하여 반작용 휠의 고장분리기를 설계하였다. 또한 이를 4개의 반작용 휠로 자세제어가 이루어지는 인공위성 시스템에 적용한 시뮬레이션으로 고장 검출 및 분리 성능이 향상되는 것을 검증하였다.

Key Words : Satellite(인공위성), Reaction Wheel(반작용 휠), Fault Isolation(고장 분리), Dual Filter(이중 필터), MH-EKF(다중 가설 확장 칼만 필터)

1. 서 론

인공위성은 그 목적에 따라 다양한 임무 수행을 위하여 넓은 비행 환경에서 안정적이고 견실

한 성능을 가져야 한다. 특히 심 우주(deep space)를 운항하는 위성의 경우에는 외부 지구국에서 고장 진단 및 검출을 수행해 주기 어렵기 때문에 자체적인 고장 검출, 분리 및 복구(FDIR : fault detection, isolation and recovery) 시스템이 요구된다. 따라서 인공위성의 운항과 임무 수행에 중요한 역할을 하는 센서와 구동기의 FDIR 시스템은 각광받는 연구 분야로서 위성 기술의 중요한 부분을 차지하고 있다[1].

† 2009년 8월 12일 접수 ~ 2009년 11월 20일 심사완료

* 정희원, 서울대학교 기계항공공학부 대학원

** 정희원, 서울대학교 기계항공공학부
교신저자, E-mail : chanpark@snu.ac.kr
서울시 관악구 관악로 599

인공위성 구동기에는 추력기, 자기토크, 반작용 휠, 제어 모멘트 자이로(CMG : control moment gyro) 등이 있다. 이 중 반작용 휠은 인공위성 자세 제어에 있어 가장 큰 역할을 하는 구동기로서 태양 지향, 사진 촬영 등 임무를 수행하는 정밀한 자세 제어가 요구되는 부분에서 그 역할을 하게 된다[2]. 따라서 반작용 휠의 고장은 위성의 임무 수행에 막대한 지장을 입힐 수 있으며 최악의 경우 위성을 잃어버리거나 심각한 손상으로 더 이상 임무를 진행할 수 없는 상태에 이를 수 있다. 그러므로 반작용 휠의 고장 검출 및 분리 기술은 위성의 안정성과 신뢰성을 높이는 데 큰 도움이 된다.

효과적인 고장 검출과 분리를 위해 본 논문에서는 이중 필터(dual filter)와 다중 가설 확장 칼만 필터(multi-hypothesis extended Kalman filter)를 사용하여 반작용 휠의 고장 분리기(fault isolator)를 설계하였다. 이와 같은 필터링 기법을 사용할 경우 일반적으로 휠 자체의 센서인 회전 속도계(tachometer)에 의해 이루어지는 고장 분리 기법에 비해, 현재 자세 제어 상태와 오차 등을 고려한 종합적인 고장 검출을 할 수 있고, 고장의 영향과 복구 방법을 생각하는데 있어 장점을 가질 수 있다[3]. 또한 다중 가설 필터는 자세 제어 컴퓨터에서 고장에 강인한 자세 추정을 하는데 사용하는 등 다양한 응용이 가능하다.

II장에서는 이중필터를 이용한 고장검출 기법과 고장 검출 파라미터(fault detection parameter)에 대해 설명하고, III장에서는 다중가설 필터를 이용한 고장 분리 기법에 대해 다룬다. IV장에서는 이를 통합하여 반작용 휠의 고장 분리를 설계한다. 반작용 휠 자체의 회전속도계가 아닌 인공위성의 자이로 센서 측정치를 이용한 고장 분리를 구성함으로써 위성 전체의 신뢰성이 무너지지 않는 한 안정적인 고장 검출 및 분리가 가능하도록 하였다. 또한 필터링 기법을 적용함으로써 향후 다양한 종류의 고장 분리에의 응용 가능성도 열어두었다.

II. 이중 필터를 이용한 고장 검출

2.1 4개의 반작용 휠 배치를 고려한 자세 제어 모델과 EKF의 구성

일반적으로 세 개의 반작용 휠을 이용하여 자세 제어를 할 때에는 세 개의 자세 축과 일치하도록 반작용 휠을 배치한다. 이 경우에 반작용 휠 세 개의 반작용 토크(reacton torque)와 자이

로스코픽 토크(gyroscopic torque)를 고려한 인공위성 자세 제어 모델식을 세울 수 있다. 인공위성 각 축의 관성모멘트를 I_x, I_y, I_z , 인공위성 각 축의 각속도를 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, 반작용 휠의 관성모멘트를 I_w , 반작용 휠의 각속도를 $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ 라 했을 때 3개의 반작용 휠을 이용한 인공위성의 자세제어 모델은 다음과 같다[4].

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z (I_z - I_y) + I_w (\Omega_z \omega_y - \Omega_y \omega_z + \dot{\Omega}_x) &= T_x \\ I_y \dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z (I_x - I_z) + I_w (\Omega_x \omega_z - \Omega_z \omega_x + \dot{\Omega}_y) &= T_y \\ I_z \dot{\omega}_z + \omega_x \omega_y (I_y - I_x) + I_w (\Omega_y \omega_x - \Omega_x \omega_y + \dot{\Omega}_z) &= T_z \end{aligned} \quad (1)$$

이 때 T_x, T_y, T_z 는 외부에서 가해지는 토크이다. 이 항은 중력구배 외란(gravity gradient disturbance), 지자기 외란(magnetic disturbance), 공력 외란(aerodynamic drag disturbance), 태양 복사압 외란 (solar radiation pressure disturbance) 등의 외란 요인과 추력기에 의한 토크에 해당한다. 외란 요인을 잡음의 꼴로 표현하고 추력기의 미사용을 가정하면 식(2)와 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x + I_z \omega_y \omega_z - I_y \omega_x \omega_z + I_w \Omega_z \omega_y - I_w \Omega_y \omega_z + I_w \dot{\Omega}_x &= 0 \\ I_y \dot{\omega}_y + I_x \omega_x \omega_z - I_z \omega_x \omega_z + I_w \Omega_x \omega_z - I_w \Omega_z \omega_x + I_w \dot{\Omega}_y &= 0 \\ I_z \dot{\omega}_z + I_y \omega_x \omega_y - I_x \omega_x \omega_y + I_w \Omega_y \omega_z - I_w \Omega_x \omega_y + I_w \dot{\Omega}_z &= 0 \end{aligned} \quad (2)$$

상태변수를 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 로 하였을 때 이 식은 기본적으로 비선형이다. 따라서 칼만필터를 구성하기 위해서는 비선형 칼만 필터를 이용하여야 한다. 그 중, 본 논문에서는 확장 칼만필터(EKF : extended Kalman filter)를 이용하였다. EKF의 A 행렬을 유도하기 위해 식(2)를 이용하여 자코비안(Jacobian)을 구하면 식(3)과 같다.

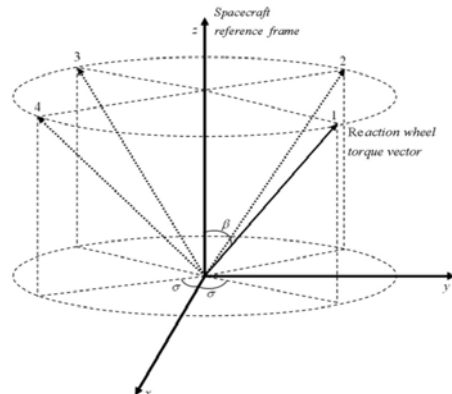


그림 1. 반작용 휠의 배치

$$\frac{\partial \dot{\omega}}{\partial \omega} = I^{-1} \begin{pmatrix} 0 & (I_y - I_z)\omega_z - I_w\Omega_z & (I_y - I_x)\omega_y + I_w\Omega_y \\ (I_x - I_z)\omega_x + I_w\Omega_x & 0 & (I_z - I_x)\omega_z - I_w\Omega_x \\ (I_x - I_y)\omega_x - I_w\Omega_x & (I_x - I_y)\omega_y + I_w\Omega_y & 0 \end{pmatrix} \quad (3)$$

본 논문에서는 1개의 하드웨어 여분을 포함하여 4개의 반작용 휠이 탑재된 위성을 고려한다. 일반적으로 반작용 휠의 제어 성능을 최대로 하기 위해서는 4개의 반작용 휠을 그림 1과 같은 원뿔 형태로 배치하게 된다[5-9]. 이를 식으로 나타내면 식 (4)와 같다.

$$H = \begin{pmatrix} \sin \beta \cos \sigma & \sin \beta \sin \sigma & \cos \beta \\ -\sin \beta \cos \sigma & \sin \beta \sin \sigma & \cos \beta \\ -\sin \beta \cos \sigma & -\sin \beta \sin \sigma & \cos \beta \\ \sin \beta \cos \sigma & -\sin \beta \sin \sigma & \cos \beta \end{pmatrix} \quad (4)$$

β 와 σ 가 45도인 경우를 가정하고, 휠의 배치를 고려해 이를 이용하여 식(3)을 확장하면 4개의 반작용 휠을 고려한 인공위성 자세제어 EKF 모델을 식(5)와 같이 만들 수 있다. 또한 자이로 측정치를 가정하여 식(6)과 같은 측정치 모델을 구성한다.

$$\frac{\partial \dot{\omega}}{\partial \omega} = I^{-1} \begin{pmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{pmatrix} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} A_{11} &= 0 \\ A_{12} &= (I_y - I_z)\omega_z - (I_w/\sqrt{2})(\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4) \\ A_{13} &= (I_y - I_z)\omega_y + (I_w/2)(\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 - \Omega_4) \\ A_{21} &= (I_z - I_x)\omega_x + (I_w/\sqrt{2})(\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4) \\ A_{22} &= 0 \\ A_{23} &= (I_z - I_x)\omega_z + (I_w/2)(-\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4) \\ A_{31} &= (I_x - I_y)\omega_y + (I_w/2)(-\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4) \\ A_{32} &= (I_x - I_y)\omega_x + (I_w/2)(\Omega_1 - \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) \\ A_{33} &= 0 \end{aligned}$$

$$\underline{z} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \underline{\omega} \quad (6)$$

2.2 반작용 휠 고장 모델링

일반적으로 반작용 휠에서 일어나는 고장은 휠의 제어부분과 같은 회로 측면에서 많이 일어난다. 휠의 제어 부분에서 고장이 발생하게 되면 휠이 제어명령을 제대로 따르지 못하고 바이어스를 포함한 형태, 일정한 상수가 곱해진 형태 등으로 출력이 나오는 경우가 생긴다. 이러한 경우는 반작용 휠 출력의 합형 고장(additive fault)과 곱형 고장(multiplicative fault)으로 모델링 할 수 있다. 또한 회로부의 심각한 고장 또는 외부의

큰 충격으로 휠이 정지하는 경우도 생길 수 있고, 드문 경우지만 휠의 물리적 변화로 제어 성능에 문제를 일으키는 경우도 있다.

이 중 반작용 휠에서 가장 빈번히 일어나고 치명적인 고장이 휠의 정지 고장(stop fault)이다. 휠이 동작 중 갑자기 고장을 일으켜 정지 하게 되면 인공위성의 자세 제어에 큰 문제가 생긴다. 특히 그림 1과 같은 하드웨어 여분을 포함한 4개의 반작용 휠 배치 구조에서는 하나의 휠 고장으로도 3축 모두에 영향을 미치기 때문에 위성 자세 제어에 중대한 영향을 미친다. 따라서 본 논문에서는 반작용 휠의 정지 고장을 중심으로 고장 검출 및 분리 기법을 다루었다.

반작용 휠의 정지고장의 경우 휠이 제어 명령에 따라 출력을 내다가 고장 발생 이후 출력이 0으로 나오는 형태로 모델링이 가능하다.

2.3 이중 필터를 이용한 고장 검출

이중 필터를 이용한 고장 검출 기법에는 두 개의 필터가 쓰인다. 첫 번째는 예측 필터(prediction filter)이다. 이 필터는 반작용 휠의 제어 명령과 인공위성의 동적 모델(dynamic model)을 이용하여 인공위성의 이론적인 자세를 예측한다.

두 번째는 추정 필터(estimation filter)이다. 여기에는 앞서 2.1절에서 소개한 확장 칼만 필터를 이용한다. 이 필터는 인공위성의 자이로 센서에서 얻은 인공위성의 각속도 측정치, 휠의 제어 명령 값, 그리고 인공위성의 동적 모델을 이용하여 위성의 자세를 추정하게 된다.

두 개의 필터에서 나온 결과 값을 비교하면 고장 검출이 가능하다. 외부에 큰 외란이 없고 동적 모델이 정확하다면 두 개의 필터에서 나온 모델 매개변수는 비슷한 값을 가진다. 하지만 고장이 발생한 경우에는 반작용 휠이 제어명령을 그대로 따라 움직이지 않기 때문에 예측 필터와 추정 필터의 결과 값과 모델 매개변수 간에 차이가 생기게 된다.

본 논문에서 비교한 매개변수는 시스템 행렬로 고장이 발생할 경우 두 필터의 시스템 행렬이

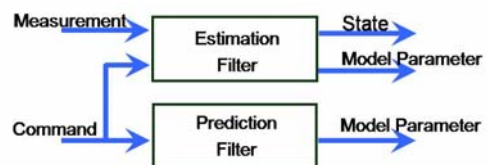


그림 2. 이중 필터의 구조

크게 달라지는 모습을 이용하여 고장 검출을 한다. 이 성질을 효과적으로 이용하기 위해 고장 검출 매개변수(FDP : fault detection parameter)를 다음과 같이 정의한다.

$$F = |\det(A)_{PF} - \det(A)_{EKF}| \quad (7)$$

$$A = \frac{\partial \dot{\omega}}{\partial \omega} \quad (8)$$

행렬식은 행렬의 모든 성분을 포함한 값이기 때문에 모든 성분의 변화와 특징이 반영된다. 따라서 행렬식을 이용하여 고장 검출 매개변수를 생성하게 되면 모델 매개변수의 변화를 효과적으로 살펴보고 그 차이를 알 수 있게 된다.

우리별 3호의 제원을 참고하여 고장 검출 시물레이션을 수행한 결과는 다음과 같다.

표 1. 시물레이션 조건

위성의 관성모멘트	$I_x=3.118(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$ $I_y=3.050(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$ $I_z=4.055(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$
휠의 관성모멘트	$I_w=0.000239(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$
제어 동작 시간	60 s
고장 발생 시간	20 s
고장 유형	휠의 정지 고장
고장 발생 장소	1번 휠

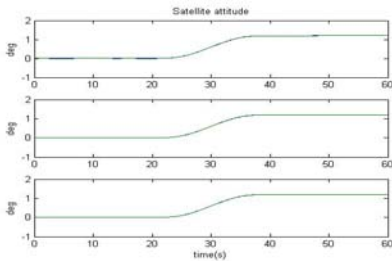


그림 3. 정상상태의 위성 자세 변화

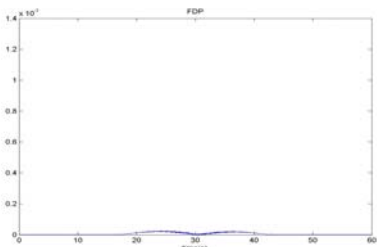


그림 4. 정상 상태의 고장 검출 매개변수

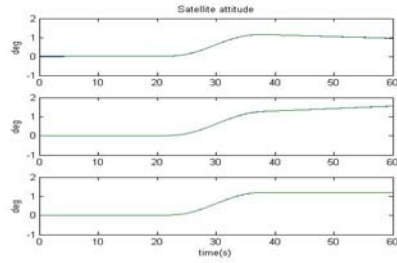


그림 5. 고장 상태의 위성 자세 변화

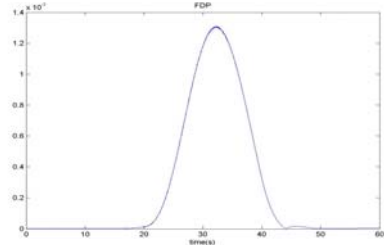


그림 6. 고장 발생시 고장 검출 매개변수

그림 4와 그림 6을 살펴보면 고장이 발생하지 않았을 경우에는 고장 검출 매개변수의 변화가 거의 없지만, 20초에 고장이 발생했을 경우에 고장검출 매개변수가 정상상태에 비해 큰 폭으로 증가하는 것을 볼 수 있다. 따라서 고장 검출 성능과 오경보 확률을 고려하여 적당한 임계치(threshold)를 잡아 고장을 검출해 낼 수 있다. 이 경우에는 정상상태와 고장상태에서의 값의 차이가 매우 크기 때문에 패리티를 이용한 방법[5] 등에 비해 임계치를 잡는데 제약이 적은 편이다.

III. 다중 가설 확장 칼만 필터를 이용한 고장 분리

3.1 다중 가설 필터

다중 가설 필터를 이용한 의사 결정 기법은 필터링을 통해 모델의 불확실성을 결정하는데 있어 매우 효과적인 방법이다. 다중 가설 필터의 의사 결정은 일반적으로 다음과 같은 순서에 의해 이루어진다.

1. 실현 가능한 다양한 상황을 가정한 후 각각의 상황에 맞는 모델을 구성한다.
2. 매 시간(time stage)마다 각각의 가설에 대한 확률 공간(probability space or credit space)을 생성한다.
3. 생성된 확률 공간에 기반하여, 가장 확률이

높은 가설을 찾음으로써 의사 결정 과정을 수행한다.

3.2 다중 가설 필터를 이용한 반작용 휠의 고장 분리

앞서 2.3절에서 소개하였던 이중 필터를 이용한 고장 검출 기법과 3.1절에서 소개한 다중 가설 필터링 기법을 결합하여 이용하면 반작용 휠의 고장 분리를 할 수 있다.

먼저 기존의 EKF모델에서 고장 상황들을 가정한 새로운 모델을 생성한다. 본 논문에서 가정한 고장 상황은 반작용 휠에서 가장 빈번하게 일어나고 또 가장 치명적인 고장인 반작용 휠의 정지 고장이다. 총 4개의 휠이 탑재된 상황을 고려하였으므로, 각각의 휠이 고장으로 정지하는 경우를 가정하여 4개의 가설을 세우고 그에 따른 모델을 만들 수 있다.

예를 들어, 기존의 EKF모델식 식(5)에서 휠1번의 고장을 가정한 모델은 식(9)와 같이 쓸 수 있다.

$$\frac{\partial \hat{\omega}}{\partial \omega} = I^{-1} \begin{pmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{pmatrix} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} A_{11} &= 0 \\ A_{12} &= (I_y - I_z)\omega_z - (I_w/\sqrt{2})(\Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4) \\ A_{13} &= (I_y - I_z)\omega_y + (I_w/2)(\Omega_2 - \Omega_3 - \Omega_4) \\ A_{21} &= (I_z - I_x)\omega_z + (I_w/\sqrt{2})(\Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4) \\ A_{22} &= 0 \\ A_{23} &= (I_z - I_x)\omega_x + (I_w/2)(\Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4) \\ A_{31} &= (I_x - I_y)\omega_y + (I_w/2)(-\Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4) \\ A_{32} &= (I_x - I_y)\omega_x + (I_w/2)(-\Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) \\ A_{33} &= 0 \end{aligned}$$

이와 같이 총 4개 휠의 고장에 대한 4개의 모델을 만들고, 각각의 모델을 이용하여 2.3에서 소개한 고장 검출 매개변수를 생성한다. 제시한 고장 검출 매개변수는 고장 여부를 가늠하는 수치임과 동시에 모델의 정확성을 반영하는 척도로도 쓰일 수 있다.

예를 들어 1번 휠의 정지 고장 상황에서는, 1번 휠의 정지 고장을 가정한 이중 필터의 고장



그림 7. 다중 가설 필터의 개요

검출 매개변수의 수치는 매우 작게 나오게 되고, 나머지 이중 필터의 고장 검출 매개변수는 큰 수치를 가지게 된다. 왜냐하면 결과적으로 1번 휠의 정지고장을 가정한 필터만이 현재 상황에 적합한 모델이고, 다른 필터들은 현재 상황에서는 옳지 못한 모델이기 때문이다. 즉, 현재 고장 상황을 바르게 가정한 이중 필터의 고장 검출 매개변수만이 정상상태와 비슷한 작은 값을 가지게 되고, 현재 상황을 바르게 가정하지 못한 다른 필터들의 고장 검출 매개변수는 고장 상황과 비슷한 큰 값을 가지게 된다.

표 1과 같은 조건에서 시뮬레이션을 수행했을 때의 결과는 그림 8과 같다. 결과를 살펴보면 고장이 발생한 후 즉시 1번 휠의 고장을 가정한 1번 필터의 고장 검출 매개변수를 제외한 나머지 세 필터의 고장 검출 매개변수가 큰 값으로 튀는 것을 볼 수 있다.

각 필터의 고장 검출 매개변수를 기반으로 다중 가설 필터의 의사 결정을 위해 신뢰도(credit)를 다음과 같이 정의하였다.

$$C_x = F_{mean} - F_x \quad (10)$$

C_x 는 필터의 신뢰도, F_{mean} 는 모든 고장 검출 매개변수 값의 평균, F_x 는 필터의 고장 검출 매개변수 값이다. 또한 이 때 0 이하의 작은 신뢰도는 의미가 없기 때문에 음수 값을 가질때는 0으로 두어도 무방하다.

위성의 동작 상황, 고장의 크기, 외란의 간섭 등 고장이 발생하는 조건에 따라 고장 검출 매개변수의 크기는 항상 달라질 수 있다. 따라서 식(10)과 같이 신뢰도를 정의하면 상대적인 고장 검출 매개변수의 크기를 비교하기 용이하다.

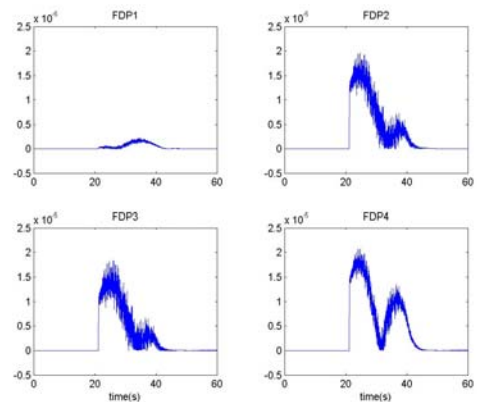


그림 8. 1번 휠 고장상황에서의 FDP의 변화

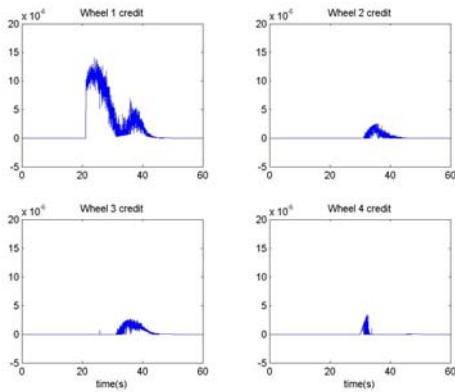


그림 9. 각 필터의 신뢰도 변화

그림 8에서 얻은 4개의 고장 검출 매개변수를 기준으로 식 (10)에서 정의한 신뢰도를 생성하여 그래프를 그리면 그림 9와 같다.

그림 9에서 볼 수 있듯이 고장 상황을 바르게 가정할 필터와 그렇지 않은 필터 사이의 신뢰도의 차이가 매우 크다. 이러한 성질을 이용하면 쉽게 고장을 분리해 낼 수 있다. 특히 고장 초기에는 신뢰도의 차이가 크게 나타나 임계치를 잡아 고장 분리를 수행하는데 용이하다.

IV. 인공위성 반작용 휠의 고장 분리기 설계

위성에서 사용할 수 있는 고장 검출 및 분리 기법은 위성 내부의 자원(resource)을 공유하여 실시간으로 처리가 가능해야 한다는 제약 조건이 있다. 2.3절에서 소개한 이중 필터를 이용한 기법은 고장 검출만 가능하지만 계산량이 상대적으로 적다는 장점이 있고 다중 가설 확장 칼만 필터를 이용한 기법은 고장 분리까지 가능하지만 비교적 큰 계산량을 필요로 한다. 따라서 이중 필터를 이용하여 고장 검출 과정을 선 수행 한 후 다중 가설 확장 칼만 필터를 이용하여 고장 분리를 하도록 시스템을 설계하였다. 그림 10과 같은 시스템을 구축함으로써 계산량을 효율적으로 관리하면서 효과적인 고장 검출 및 분리가 가능한 인공 위성 반작용 휠의 고장분리기를 구성할 수 있다.

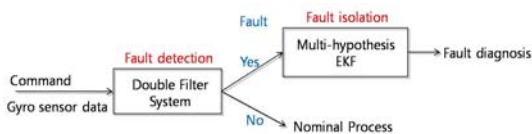


그림 10. 고장 분리기의 개념도

V. 결 론

본 논문에서는 다중 필터와 다중 가설 확장 칼만 필터를 사용하여 인공위성 반작용 휠의 고장을 검출, 분리 할 수 있는 기법을 제시하였다. 이 기법은 인공위성 자세 제어를 위해 탑재되는 자이로 센서를 사용하여 중앙 자세 제어 시스템에서 고장을 분리해 내기 때문에 현재 자세 제어 상태와 오차 등을 고려한 종합적인 고장 검출을 할 수 있고, 고장의 영향과 복구 방법을 생각하는데 있어 장점을 가질 수 있다. 또한 위성 제어 시스템의 자세 추정 모델을 이용할 수 있어 효과적인 연산량 관리가 가능하다. 따라서 기존의 기법[3, 5, 10]과 더불어 사용되면 위성의 안정성과 신뢰도를 확보하는데 있어 기여 할 수 있을 것이다.

향후, 자이로 센서 외 별 추적기 등 위성의 다른 센서를 이용하여 고장 검출을 하는 기법 연구와 본 논문에서 제시한 고장 외의 다양한 고장 상황에 대한 적용 등을 진행 할 계획이다.

후 기

본 연구는 한국과학재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL, National Space Lab)으로부터 지원받아 수행되었으며 이에 감사드립니다(과제번호: SI0801000163- 08A0100-16310).

참고문헌

- 1) R. Isermann, "Fault-Diagnosis Systems", Springer, 2005.
- 2) 김유단, 방효충, 김진호, "인공위성 자세제어용 센서와 구동기", 제어 자동화 시스템 공학 회지, 제3권 제2호, 1997.
- 3) Wei Xue, Ying-qing Guo and Xiao-dong Zhang, "A Bank of Kalman Filters and a Robust Kalman Filter Applied in Fault Diagnosis of Aircraft Engine Sensor/Actuator", Innovative Computing, Information and Control, 2007. ICICIC '07. Second International Conference on, 2007, 9.
- 4) B.J.Kim, H.Lee and S.D.Choi, "Three-axis Reaction Wheel Attitude Control System for KITSAT-3 Micro satellite", Space Technology, Pergamon, 1997. 10, Vol. 16 No. 5/6, 191-296.

5) 최광록, 강철우, 박찬국, "페리티식을 이용한 제어모멘트자이로의 고장 검출 및 복구 기법", 항공우주학회 추계학술대회, 2008.

6) Seong Yun Cho and Chan Gook Park, "Calibration of Redundant IMU", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit 16 - 19 August 2004, Providence, Rhode Island.

7) 김광훈, 심덕선, 박찬국, 이장규, "SDINS에서의 다수 IMU의 최적배치", ICCAS 2001, pp.2130~2133, 제주, 2001, 10.

8) 이원희, 유영민, 박찬국, "저가형 MEMS 센서를 이용한 중첩 IMU의 고장 검출 기법", 항공우주학회 추계학술대회, 2008.

9) Chang-Hee Won, "Comparative study of various control methods for attitude control of a LEO satellite", Aerospace Science and Technology, no. 5, 323-333, 1999.

10) N. Meskin and K. Khorasani, "Fault Detection and Isolation in a Redundant Reaction Wheels Configuration of a Satellite", Systems, Man and Cybernetics, 2007. ISIC. IEEE International Conference on, 2007, 10.