

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.39.2.144

2 단계 상호간섭 다중모델을 이용한 인공위성 고장 검출

이준한*, 박찬국**, 이달호***

Satellite Fault Detection and Isolation Using 2 Step IMM

Junhan Lee*, Chan Gook Park** and Dal Ho Lee***

ABSTRACT

This paper presents a new scheme for fault detection and isolation in the satellite system. The purpose of this paper is to develop a fault detection, isolation and diagnosis algorithm based on the bank of interacting multiple model (IMM) filter for both total and partial faults in a satellite attitude control system (ACS). In this paper, IMM are utilized for detection and diagnosis of anticipated actuator faults in a satellite ACS. Other fault detection, isolation (FDI) schemes using conventional IMM are compared with the proposed FDI scheme. The FDI procedure is developed in two stages. In the first stage, 11 EKF's actuator fault models are designed to detect wherever actuator faults occur. In the second stage of the FDI scheme, two filters are designed to identify the fault type which is either the total or partial fault. An important feature of the proposed FDI scheme can decrease fault isolation time and figure out not only fault detection and isolation but also fault type identification.

초 록

본 논문에서는 인공위성 자세제어 시스템의 고장 검출 기법을 제시하였다. 논문에서는 상호간섭 다중모델을 기반으로 별점을 이용하여 인공위성 자세 시스템 중 구동기의 완전 고장과 구동력 저하 고장을 검출하였다. 제안한 고장 검출 기법은 2단계로 구분되는데, 먼저 11개의 구동기 고장 관련 모델을 구성하여 구동기 고장 검출을 수행한 후, 구동기의 고장이 검출되면 구동기의 고장 특성에 관련된 하위 모델을 생성하여 실제 발생한 고장이 완전 고장인지 구동력 저하 고장인지를 구분하게 된다. 또한 기존에 제안된 상호간섭 다중모델을 이용한 고장 검출 기법과 비교한 결과, 본 논문에서는 병렬로 구성되었던 고장 모델들을 2단계로 구성하고 각 단계별로 차등화된 별점을 이용함으로써 구동기 고장 검출 시간을 줄였을 뿐만 아니라, 고장의 특성까지 빠르게 구분할 수 있는 장점이 있음을 확인 하였다.

Key Words : IMM(상호간섭 다중모델필터), ACS(인공위성 자세제어시스템), Penalty Scalar(별점), FDI(고장 검출, 분리)

1. 서 론

시스템의 고장 검출, 분리 및 복구 기법(FDIR : Fault Detection, Isolation and Recovery)은 많은 분야에서 중요한 부분이며 이에 대한 다양한 기법들이 개발되었다. 항공기와 인공위성 시스템

† 2010년 9월 13일 접수 ~ 2011년 1월 17일 심사완료

* 정희원, 서울대학교 기계항공공학부 대학원, ASRI

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

*** 정희원, 경원대학교 전자공학과

에서 FDIR은 하드웨어의 고장이나 소프트웨어의 고장이 발생하게 되더라도 주어진 임무를 정상적으로 수행하고 피해가 발생하지 않도록, 고장 검출기를 통해 실시간으로 모니터링하며 하드웨어 여분과 소프트웨어 여분을 가지도록 설계되어 있다[1-4]. 특히 인공위성의 센서와 구동기의 고장 검출 기법은 위성 기술의 중요한 부분을 차지하고 있으며 현재 연구가 활발히 진행되고 있다[1].

인공위성에서 구동기나 센서의 고장은 위성의 자세 제어시스템(ACS: Attitude Control System)의 고장으로 나타나는데, 이러한 고장은 원치 않는 충격 등의 외란이나 위성의 노후화에 의해서 발생할 수 있다. 발생한 고장을 검출하지 못하면 위성은 주어진 임무 시나리오를 수행하지 못하게 되거나 심각한 경우 위성 자체를 잃어버리는 경우도 발생 한다[4-7]. 따라서 위성 운용의 효율성과 안전성을 높이기 위해 위성의 자세 제어시스템에서 발생할 수 있는 모든 고장을 검출, 분리 및 복구 할 수 있는 시스템이 필수적이다. 이에 따라 위성의 자세 제어시스템 고장 검출기뿐만 아니라 고장에 강인한 제어기에 대한 연구도 많이 진행되고 있다[8-11].

현재 운용되고 있는 인공위성의 자세 제어시스템 고장 검출 방법은 실시간 모니터링 방법과 위성의 원격(telemetry) 데이터를 지상국에서 분석하는 방법을 이용한다. 지상국에서는 위성으로부터 받은 데이터를 점검하여 현재 위성의 상태와 고장 유무를 판단하게 되고 고장에 대한 대처를 결정하며, 결정된 명령을 위성으로 재전송하는 일련의 과정을 수행한다. 그러나 심우주(deep space)를 운항하는 위성의 경우 외부 기지국에서 고장 진단 및 검출을 수행하기 어려우므로 자체적인 FDIR 시스템이 요구된다[5].

다중모델 기법을 이용한 시스템의 고장 검출에 관련된 논문[Zhang]에서는 상호간섭모델을 이용하여 항공기의 구동기와 센서의 고장 검출 방식을 제안하여 기존의 MMAE를 이용한 고장 검출 방식과 성능을 비교 분석하였다[12-14]. 특히 상호간섭모델을 이용한 고장 검출기법 연구 중 최근에 Tudoroiu[6]는 상호간섭모델을 이용하여 인공위성 자세제어 시스템 중 반작용 휠의 완전 고장과 구동력 저하 고장의 검출을 2007년에 발표를 하였고, 2008년에 Kim[15]은 상호간섭모델과 퍼지 기법을 이용한 항공기의 구동기 고장 검출을 발표하였다. 또한 2009년에는 Pirmoradi [11]가 확장칼만필터로 상호간섭모델을 구성하여 위성의 자세제어시스템 고장 검출 기법을 발표하였다.

이상의 연구들은 인공위성 자세제어 시스템의 고장 검출을 위해 많은 고장 모델들이 작동해야 하는 비효율성을 갖고 있다. 이에 따라 본 논문에서는 상호간섭모델을 구성하되 벌점을 이용하여 기존의 기법보다 고장 검출 시간을 단축시키고, 이를 바탕으로 2단계 상호간섭모델을 구성하는 것을 제안한다. 즉 고장 검출 알고리즘을 2단계로 구성하여 고장 검출 분리뿐 만 아니라 고장 특성 구분 또한 효율적으로 수행하도록 한다. 그리고 시뮬레이션 결과를 통해 제안한 고장 검출 기법의 성능을 검증한다.

본 논문의 2절에서는 반작용 휠과 추력기를 고려한 인공위성의 자세 모델식을 유도하고, 고장 검출을 위한 확장칼만필터의 구성을 설명한다. 3절에서는 인공위성 자세 시스템의 고장 검출을 위한 상호간섭 다중모델 필터를 이용한 고장 검출기법에 대해 설명하고, 4절에서는 시뮬레이션 결과를 통해 그 성능을 확인하고 마지막으로 결론을 맺는다.

II. 본 론

2.1 반작용 휠과 추력기를 고려한 자세 제어 모델

인공위성의 자세를 표현하기 위해 자세 제어 모델을 유도한다. 반작용 휠과 추력기를 이용한 인공위성의 동적 모델은 기본적으로 비선형으로 주어진다. 인공위성의 자세 동적 모델식을 구성하기 위해서 3차원 오일러 방정식과 반작용 휠의 자이로스코픽 토크(gyroscopic torque), 반작용 휠과 추력기의 절대 토크를 포함한 식을 다음과 같이 쓸 수 있다[10].

$$\mathbf{I}_g \dot{\boldsymbol{\omega}} = -\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}_t \boldsymbol{\omega} + \mathbf{L}^T \mathbf{I}_w \boldsymbol{\Omega}) - \mathbf{L}^T \boldsymbol{\tau}_w + \boldsymbol{\tau}_{thruster} + \boldsymbol{\tau}_{gravity} + \boldsymbol{\tau}_{aero} + \boldsymbol{\tau}_{magnetic} + \boldsymbol{\tau}_{srp} \tag{1}$$

$$\dot{\mathbf{h}}_w = \boldsymbol{\tau}_w \tag{2}$$

$$\mathbf{h}_w = \mathbf{I}_w \boldsymbol{\Omega} + \mathbf{I}_w \mathbf{L} \boldsymbol{\omega} \tag{3}$$

여기서 \mathbf{I}_t 는 위성 전체의 관성 모멘트, \mathbf{I}_w 는 반작용 휠의 관성 모멘트, \mathbf{I}_g 는 위성 전체와 반작용 휠 관성 모멘트와의 차를 표현한 것으로 $\mathbf{I}_g = \mathbf{I}_t - \mathbf{L}^T \mathbf{I}_w$ 형태이다. \mathbf{L} 은 반작용 휠의 배치에 따라 결정되는 휠의 입력 배분 행렬, $\boldsymbol{\omega}$ 은 위성의 세 축에 대한 각속도 벡터, $\boldsymbol{\Omega}$ 은 반작용 휠의

속도 벡터이며, \underline{h}_w 은 반작용 휠의 회전 운동량을 나타낸다. 식 (1) 우변의 첫 항은 3차원 오일러 방정식이고 두번째 항은 인공위성 반작용 휠의 자이로스코픽 토크를 표현한 항이며 그다음은 반작용 휠과 추력기의 절대적 제어 토크 및 인공위성에 영향을 미치는 외란들이다.

휠의 회전 운동량인 식(3)을 미분하면 식(4)와 같이 반작용 휠의 속도벡터 미분식으로 표현할 수 있다. 위성이 심 우주에 있다면 지구의 공기나 중력에 의한 외란이 없기 때문에 식 (1)과 (4)로부터 식 (5), (6)과 같이 최종적인 반작용 휠 운동 방정식과 위성의 동적 자세 모델식을 얻을 수 있다.

$$\dot{\underline{\Omega}} = \mathbf{I}_w^{-1} \underline{\tau}_w - \mathbf{L} \dot{\underline{\omega}} \quad (4)$$

$$\dot{\underline{\omega}} = \mathbf{I}_w^{-1} \underline{\tau}_w + \mathbf{L} [\mathbf{I}_g^{-1} \underline{\omega} \times (\mathbf{I}_t \underline{\omega} + \mathbf{L}^T \mathbf{I}_w \underline{\Omega}) + \mathbf{I}_g^{-1} \mathbf{L} \underline{\tau}_w] \quad (5)$$

$$\mathbf{I}_g \dot{\underline{\omega}} = -\underline{\omega} \times (\mathbf{I}_t \underline{\omega} + \mathbf{L}^T \mathbf{I}_w \underline{\Omega}) - \mathbf{L}^T \underline{\tau}_w + \underline{\tau}_{thrustor} \quad (6)$$

$\underline{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ 는 위성의 동체좌표계에 대한 각속도 벡터이므로, 기준좌표계에 대해 위성의 자세를 표현하기 위해 pitch-roll-yaw (2-1-3) 표현법을 사용하면 식(7)과 같다[10].

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos \phi} \begin{bmatrix} \cos \phi & -\cos \phi \sin \phi & \sin \phi \sin \phi \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \cos \phi & \cos \phi \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (7)$$

휠의 장착 형상에 따라서 입력 배분 행렬 \mathbf{L} 이 결정되며, 각 열은 해당하는 휠이 위성에 미치는 토크의 영향을 의미한다. 본 논문에서는 1개의 하드웨어 여분을 포함하여 4개의 반작용 휠과 추력기가 탑재된 위성을 고려하며, 그림 1과 같은 원뿔 형태로 배치하였다. 이러한 배치 방법은 일반적으로 많이 사용되며 휠과 위성 동체축의 상대적 위치는 임무 요구 조건에 따라 결정된다[9].

Fig. 1에서 1개의 휠이 고장 났을 때 전력 소모를 최소화 하는 배치는 $\alpha = 45^\circ$, $\beta = 54^\circ$ 일 때이다[9,10]. 이를 고려하여 입력 배분 행렬 \mathbf{L} 을 식으로 나타내면 식(8)과 같다.

$$\mathbf{L} = \begin{pmatrix} \sin \beta \cos \alpha & \sin \beta \sin \alpha & \cos \beta \\ -\sin \beta \cos \alpha & \sin \beta \sin \alpha & \cos \beta \\ -\sin \beta \cos \alpha & -\sin \beta \sin \alpha & \cos \beta \\ \sin \beta \cos \alpha & -\sin \beta \sin \alpha & \cos \beta \end{pmatrix} \quad (8)$$

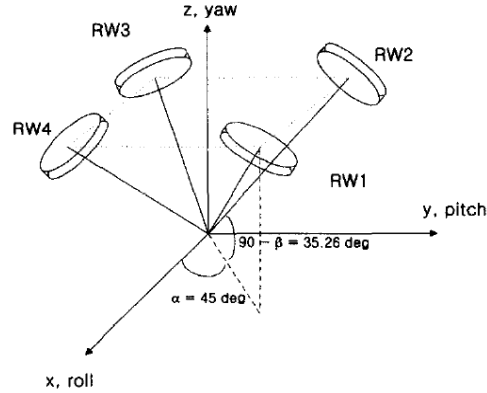


Fig. 1. 인공위성 반작용 휠 배치

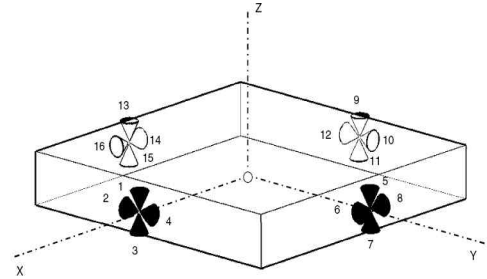


Fig. 2. 인공위성 추력기 배치

위성의 자세 제어를 위해 4개의 반작용 휠로 구성된 한 개의 클러스터와 3축 추력기가 이용되며 추력기는 Fig. 2와 같이 구성한다[5].

추력기를 이용하여 자세를 변환하려면 두 개의 추력기가 쌍으로 동시에 작동해야 한다. 즉 위성의 중심축을 기준으로 대칭되는 반대 방향의 추력기가 동시에 같은 크기로 작동해야 궤도 변화 없이 자세변환을 할 수 있다. 예를 들면 위성을 y축으로 회전시키기 위해서는 추력기 3번과 추력기 9번이 작동하거나, 추력기 1번과 11번이 작동해야 한다.

2.2 확장칼만필터의 구성

칼만필터는 이전 시간에 추정된 값을 토대로 해서 현재의 값을 추정하는 선형 추정기로, 비선형 시스템에 사용하는 경우에는 선형화된 모델로 근사하는 과정이 추가되어한다. 따라서 본 논문에서는 확장칼만필터(extended Kalman filter)를 사용한다.

확장칼만필터를 적용하기 위해 먼저 식 (5-7)을 이용하여 자코비안(Jacobian) 행렬을 구한다.

상태변수와 입력변수를 각각 식(9-10)으로 나타낸다.

$$\dot{\underline{x}} = \left(\frac{\partial f}{\partial \underline{x}'} \right) \underline{x} + \left(\frac{\partial f}{\partial \underline{u}'} \right) \underline{u}$$

$$\underline{x} = [\phi, \theta, \psi, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4]^T \quad (9)$$

$$\equiv [\underline{\phi}, \underline{\omega}, \underline{\Omega}]^T$$

$$\underline{u} = [\tau_{w1} \ \tau_{w2} \ \tau_{w3} \ \tau_{w4} \ \tau_{x-thrust} \ \tau_{y-thrust} \ \tau_{z-thrust}]^T \quad (10)$$

상태변수는 인공위성의 자세(3축), 인공위성의 각속도(3축), 그리고 인공위성 반작용 휠의 속도(4개)로 구성하며, 주어진 입력은 인공위성 추력기의 절대 토크(3축)와 반작용 휠의 절대 토크(4개)이다. 또한 \mathbf{I}_w 와 \mathbf{I}_t 는 다음과 같이 정의한다.

$$\mathbf{I}_w = \begin{bmatrix} I_{w1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I_{w2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I_{w3} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{w4} \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\mathbf{I}_t = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (12)$$

이상의 동적방정식을 정리하면,

$$\frac{d}{dt} \underline{x} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0_{3 \times 4} \\ 0_{3 \times 3} & A_{22} & A_{23} \\ 0_{4 \times 3} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \underline{x} + \begin{bmatrix} 0_{3 \times 4} & 0_{3 \times 3} \\ -\mathbf{I}_g^{-1} \mathbf{L}^T & \mathbf{I}^{-1} \\ \mathbf{I}_w^{-1} + \mathbf{L} \mathbf{I}_g^{-1} \mathbf{L}^T & -\mathbf{L} \mathbf{I}_g^{-1} \end{bmatrix} \underline{u} \quad (13)$$

$$\underline{z} = \mathbf{H} \underline{x} + \underline{v} \quad (14)$$

식 (14)의 측정치 모델에서 상태변수가 모두 측정 가능하다고 가정하여 H를 단위행렬로 구성하였다. v는 측정치 노이즈이며, 식 (13)의 A행렬의 각 부분은 식 (19-24)과 같다.

III. 고장 검출 및 분리 설계

기존의 상호간섭 다중모델 필터기법을 통한 고장 검출 기법은 고장 모델 추정값 결합 단계 전에 고장 검출 단계를 두어 고장 검출을 수행하는 것으로 Fig. 3과 같이 여러 개의 고장 모델을 만들고 각 모델의 신뢰도 정보를 이용하여 고장을 검출하는 방법을 이용한다[7,13,16]. 이것은 모델들의 신뢰도 정보는 현재 시스템과 각각의 모델과의 관련성을 상대적으로 나타내기 때문에 아래 식에서 보면,

$$\mu_j(k+1) = \max \mu_j(k+1) \begin{cases} > \mu_T \Rightarrow H_j : \text{fault } j \text{ occurred} \\ < \mu_T \Rightarrow H_1 : \text{no fault} \end{cases} \quad (15)$$

여기서 μ 는 각 고장 모델들과 실제 시스템과의 가까운 척도를 나타내는 신뢰도이다. 고장 검출 방식은 특정 고장 모델의 신뢰도 μ_j 가 증가하여 임계값 μ_T 를 넘게 되면 고장으로 선언한다. 상호간섭 다중모델필터에서 μ_j 값을 계산하기 위한 우도함수는 다음과 같다.

$$L_j(k+1) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)S_j(k+1)}} \exp \left[-\frac{1}{2} \mathbf{v}_j^T(k+1) S_j^{-1} \mathbf{v}_j(k+1) \right], \quad (16)$$

$j=1,2,\dots,N$

여기서 \mathbf{v}_j 는 측정치와 추정치의 잔차(residual), S_j 는 잔차의 공분산을 나타낸다.

각 모델들의 μ_j 은 아래 식을 통하여 구하는데, 고장 상황을 바탕으로 한다.

$$\mu_j(k+1) = \frac{\mu_j(k+1|k)L_j(k+1)}{\sum_{i=1}^N \mu_j(k+1|k)L_j(k+1)} \quad (17)$$

$j=1,2,\dots,N$

$$\mu_j(k+1|k) = \sum_i \pi_{ij} \mu_i$$

$$\pi_{ij}(k) = P\{m(k) = j | m(k-1) = i\}$$

$i, j = 1, 2, \dots, N$

고장 검출을 위해 μ_j 중 가장 큰 값을 갖는 모델의 확률을 찾는다. 그리고 모델의 확률과 고장 검출 임계값을 비교하여 고장 모델의 확률이 임계값보다 더 크게 되면 고장으로 판단한다.

Fig. 3에서 주어진 기존의 기법은 여러 개의 고장 모델을 병렬로 구성하여 위와 같은 단계를 통해 고장을 검출하게 된다. 고장이 크게 발생하면 각 모델간의 차이가 크기 때문에 고장 검출을 빠르게 할 수 있다. 그러나 발생된 고장의 크기

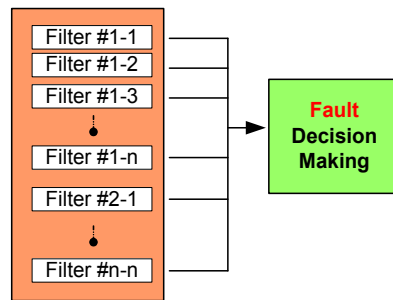


Fig. 3. 기존의 상호간섭 다중모델필터

$$A_{11} = \begin{bmatrix} \sin \phi \tan \varphi \omega_y + \cos \phi \tan \varphi \omega_z & 0 & \frac{-\cos \phi \omega_y}{\cos^2 \varphi} + \frac{\sin \phi \omega_z}{\cos^2 \varphi} \\ \frac{-\sin \phi \omega_y}{\cos \varphi} - \frac{\cos \phi \omega_z}{\cos \varphi} & 0 & \frac{-\sin \phi \cos \varphi + \cos \phi \sin \varphi}{\cos^2 \varphi} \omega_y - \frac{\cos \phi \cos \varphi + \sin \phi \sin \varphi}{\cos^2 \varphi} \omega_z \\ \cos \phi \omega_x - \sin \phi \omega_z & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$A_{12} = \begin{bmatrix} 1 & -\cos \phi \tan \varphi & \sin \phi \tan \varphi \\ 0 & \frac{\cos \phi}{\cos \varphi} & \frac{-\sin \phi}{\cos \varphi} \\ \sin \phi & 0 & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$A_{22} = \mathbf{I}_g^{-1} \begin{bmatrix} 0 & \omega_z I_y - (I_z \omega_z + L_{(1,3)} I_{w1} \Omega_1 + L_{(2,3)} I_{w2} \Omega_2 + L_{(3,3)} I_{w3} \Omega_3 + L_{(4,3)} I_{w4} \Omega_4) & 0 \\ -\omega_x I_x + (I_z \omega_z + L_{(1,3)} I_{w1} \Omega_1 + L_{(2,3)} I_{w2} \Omega_2 + L_{(3,3)} I_{w3} \Omega_3 + L_{(4,3)} I_{w4} \Omega_4) & 0 & 0 \\ \omega_y I_x - (I_y \omega_y + L_{(1,2)} I_{w1} \Omega_1 + L_{(2,2)} I_{w2} \Omega_2 + L_{(3,2)} I_{w3} \Omega_3 + L_{(4,2)} I_{w4} \Omega_4) & -\omega_x I_y + (I_x \omega_x + L_{(1,1)} I_{w1} \Omega_1 + L_{(2,1)} I_{w2} \Omega_2 + L_{(3,1)} I_{w3} \Omega_3 + L_{(4,1)} I_{w4} \Omega_4) & 0 \\ -\omega_y I_z + (I_y \omega_y + L_{(1,2)} I_{w1} \Omega_1 + L_{(2,2)} I_{w2} \Omega_2 + L_{(3,2)} I_{w3} \Omega_3 + L_{(4,2)} I_{w4} \Omega_4) & 0 & 0 \\ \omega_x I_z - (I_x \omega_x + L_{(1,1)} I_{w1} \Omega_1 + L_{(2,1)} I_{w2} \Omega_2 + L_{(3,1)} I_{w3} \Omega_3 + L_{(4,1)} I_{w4} \Omega_4) & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$A_{23} = \mathbf{I}_g^{-1} \begin{bmatrix} \omega_z L_{(1,2)} I_{w1} - \omega_y L_{(1,3)} I_{w1} & \omega_z L_{(2,2)} I_{w2} - \omega_y L_{(2,3)} I_{w2} & \omega_z L_{(3,2)} I_{w3} - \omega_y L_{(3,3)} I_{w3} & \omega_z L_{(4,2)} I_{w4} - \omega_y L_{(4,3)} I_{w4} \\ -\omega_z L_{(1,1)} I_{w1} + \omega_x L_{(1,3)} I_{w1} & -\omega_z L_{(2,1)} I_{w2} + \omega_x L_{(2,3)} I_{w2} & -\omega_z L_{(3,1)} I_{w3} + \omega_x L_{(3,3)} I_{w3} & -\omega_z L_{(4,1)} I_{w4} + \omega_x L_{(4,3)} I_{w4} \\ \omega_y L_{(1,1)} I_{w1} - \omega_x L_{(1,2)} I_{w1} & \omega_y L_{(2,1)} I_{w2} - \omega_x L_{(2,2)} I_{w2} & \omega_y L_{(3,1)} I_{w3} - \omega_x L_{(3,2)} I_{w3} & \omega_y L_{(4,1)} I_{w4} - \omega_x L_{(4,2)} I_{w4} \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$A_{32} = -\mathbf{L} \times \mathbf{I}_g^{-1} \begin{bmatrix} 0 & \omega_z I_y - (I_z \omega_z + L_{(1,3)} I_{w1} \Omega_1 + L_{(2,3)} I_{w2} \Omega_2 + L_{(3,3)} I_{w3} \Omega_3 + L_{(4,3)} I_{w4} \Omega_4) & 0 \\ -\omega_x I_x + (I_z \omega_z + L_{(1,3)} I_{w1} \Omega_1 + L_{(2,3)} I_{w2} \Omega_2 + L_{(3,3)} I_{w3} \Omega_3 + L_{(4,3)} I_{w4} \Omega_4) & 0 & 0 \\ \omega_y I_x - (I_y \omega_y + L_{(1,2)} I_{w1} \Omega_1 + L_{(2,2)} I_{w2} \Omega_2 + L_{(3,2)} I_{w3} \Omega_3 + L_{(4,2)} I_{w4} \Omega_4) & -\omega_x I_y + (I_x \omega_x + L_{(1,1)} I_{w1} \Omega_1 + L_{(2,1)} I_{w2} \Omega_2 + L_{(3,1)} I_{w3} \Omega_3 + L_{(4,1)} I_{w4} \Omega_4) & 0 \\ -\omega_y I_z + (I_y \omega_y + L_{(1,2)} I_{w1} \Omega_1 + L_{(2,2)} I_{w2} \Omega_2 + L_{(3,2)} I_{w3} \Omega_3 + L_{(4,2)} I_{w4} \Omega_4) & 0 & 0 \\ \omega_x I_z - (I_x \omega_x + L_{(1,1)} I_{w1} \Omega_1 + L_{(2,1)} I_{w2} \Omega_2 + L_{(3,1)} I_{w3} \Omega_3 + L_{(4,1)} I_{w4} \Omega_4) & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$A_{33} = -\mathbf{L} \times \mathbf{I}_g^{-1} \begin{bmatrix} \omega_z L_{(1,2)} I_{w1} - \omega_y L_{(1,3)} I_{w1} & \omega_z L_{(2,2)} I_{w2} - \omega_y L_{(2,3)} I_{w2} & \omega_z L_{(3,2)} I_{w3} - \omega_y L_{(3,3)} I_{w3} & \omega_z L_{(4,2)} I_{w4} - \omega_y L_{(4,3)} I_{w4} \\ -\omega_z L_{(1,1)} I_{w1} + \omega_x L_{(1,3)} I_{w1} & -\omega_z L_{(2,1)} I_{w2} + \omega_x L_{(2,3)} I_{w2} & -\omega_z L_{(3,1)} I_{w3} + \omega_x L_{(3,3)} I_{w3} & -\omega_z L_{(4,1)} I_{w4} + \omega_x L_{(4,3)} I_{w4} \\ \omega_y L_{(1,1)} I_{w1} - \omega_x L_{(1,2)} I_{w1} & \omega_y L_{(2,1)} I_{w2} - \omega_x L_{(2,2)} I_{w2} & \omega_y L_{(3,1)} I_{w3} - \omega_x L_{(3,2)} I_{w3} & \omega_y L_{(4,1)} I_{w4} - \omega_x L_{(4,2)} I_{w4} \end{bmatrix} \quad (24)$$

가 작아서 고장에 의한 잔차의 변화가 작다면, 고장을 검출하기 위한 잔차의 차이가 누적이 되어야 하기 때문에 μ_j 값이 임계값을 넘을 때까지 일정 시간이 소요되어 고장 검출이 늦어진다는 단점이 생긴다. 이것은 고장검출 성능을 저하시키는 결과를 가져온다.

본 논문에서는 기존 방식의 단점인 상대적으로 작은 크기의 구동기 고장 발생시 소요되는 검출 시간을 줄여 고장 검출의 성능을 높이고자 μ_j 값에 별점을 이용한다[17]. 별점을 이용하는 방법은 식(25)와 같이 각 모델의 우도함수의 지

수부분에 별점 α 를 곱하여 수렴 시간을 줄이는 것이다.

$$L_i(t+1) = \frac{1}{(2\pi)^{n/2} \sqrt{|S_i(t+1)|}} \exp \left[-\alpha \cdot \frac{1}{2} r_i^T(t+1) S_i^{-1}(t+1) r_i(t+1) \right] \quad (25)$$

즉, 실제 시스템과 각 모델들과의 잔차에 별점을 곱하면 모델들의 잔차들이 상대적으로 더 커지기 때문에 수렴 시간이 줄어들게 되고 반응시간이 빨라지므로 고장 분리와 복구 또한 빠르게 진행할 수 있는 장점이 있다.

본 논문에서는 인공위성 자세제어 시스템의 고장 검출을 위해 Fig. 4와 같이 고장 검출을 위

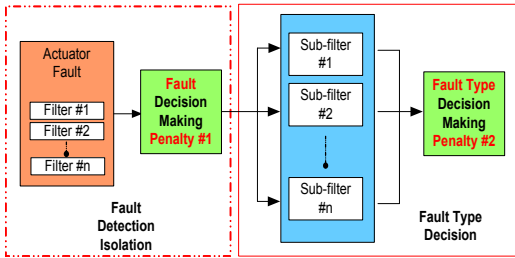


Fig. 4. 2단계 별점 상호간섭 다중모델 필터

한 상호간섭 다중모델 필터 블록을 구성한다. 제안한 방법은 크게 두 단계로 나뉘며, 1단계에서는 고장 검출을 위한 최소한의 필터만을 생성하고 1차 별점을 이용한 의사결정을 통해 고장을 검출과 분리를 진행하고, 2단계에서는 1단계에서 검출된 고장의 특성을 파악하고자 하위 필터를 생성하며 2차 별점을 이용한 고장 특성 의사결정을 통해 최종적으로 고장의 특성까지 구분하게 된다.

이러한 2단계 상호간섭 다중모델의 장점은 다음과 같다. 기존의 고장 검출 기법을 이용하여 고장 특성까지 구분하기 위해서는 고장 특성에 관련된 필터까지 생성해서 각각의 필터를 병렬적으로 유지해야만 하지만, 제안한 방법은 각 단계에서 최소한의 필터만을 생성하는 장점이 있다. 즉 1단계에서 고장의 분리만을 위해 최소한의 필터만을 생성하고, 고장이 분리되면 2단계에서는 고장난 구동기의 하위 필터만을 생성하게 된다. 이러한 직렬 구성을 통해 계산량을 효율적으로 관리하면서 효과적인 고장 검출 및 분리가 가능한 인공위성 자세 제어 시스템의 고장 검출기를 구성할 수 있다.

IV. 시뮬레이션 결과 및 성능 검증

4.1 별점을 이용한 구동기 고장 검출 성능

인공위성의 시나리오는 다음과 같이 설정하였다. 위성의 자세 변화를 위해 1,2,3번 반작용 휠이 구동하다가 5초에 2번 반작용 휠에 고장이 발생한 경우를 살펴보았다. 고장 모델필터는 4개의 반작용 휠 각각의 고장 모델 및 3축 추력기의 + 방향, -방향의 고장 모델로 6개, 그리고 정상 모델로 총 11개로 구성하였고, 구동기 고장 크기는 1N, 센서 잡음은 $0.125/\sqrt{hr}$ 로 설정하였다.

구동기 고장이 정상 출력 크기의 1%가 새는 구동력 저하 고장이 발생하였을 경우 기존 방법

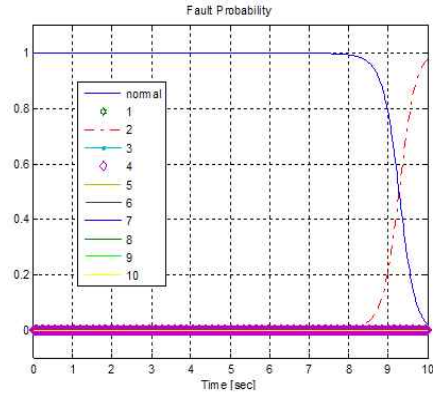


Fig. 5. 기존 IMM의 고장 확률 변화

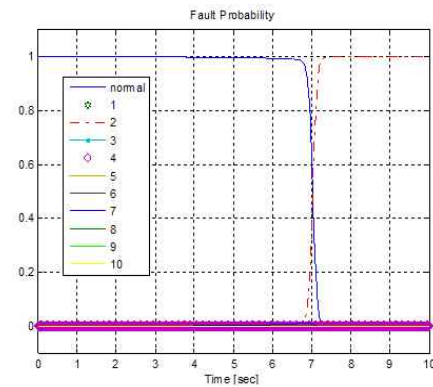


Fig. 6. 별점을 이용한 IMM의 고장 확률 변화

과 제안한 방법의 고장 확률 변화를 Fig. 5와 Fig. 6에 도시하였다.

고장이 발생하지 않았을 때는 두 방법 모두 정상 확률이 1을 유지하다가 2번 반작용 휠에서 고장이 발생하게 되면 2번 고장 모델인 점선의 확률이 점점 증가하여 임계값을 넘는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 5에서 고장 모델 확률이 8초에서부터 증가하기 시작하는 것처럼 보이고 Fig. 6에서는 6.8초 정도에서 증가하기 시작하는 것처럼 보이지만 Fig. 5, 6을 확대한 Fig. 7을 보면 실제 고장이 발생한 5초에서부터 고장 모델 확률이 증가하고 있지만 확률이 지수 함수 형태로 증가하기 때문에 그래프 상에서 늦게 반응하는 것처럼 보인다.

두 방법의 검출 시간을 보면 Fig. 6의 별점을 이용한 기법은 7초에 고장 검출이 되고 Fig. 5의 별점을 이용하지 않은 기법은 9.4초에 고장이 검출되는 것을 확인할 수 있다. 따라서 별점을 이용한 기법이 더 빠르게 검출 하는 것을 알 수 있

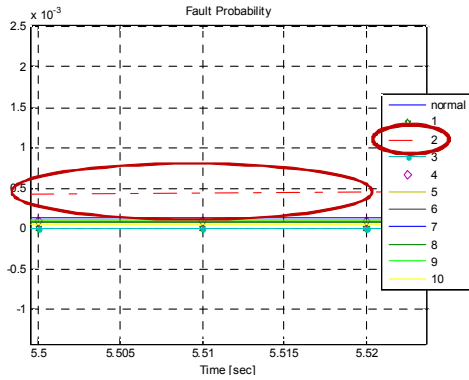


Fig. 7. 고장 모델 확률 확대부분

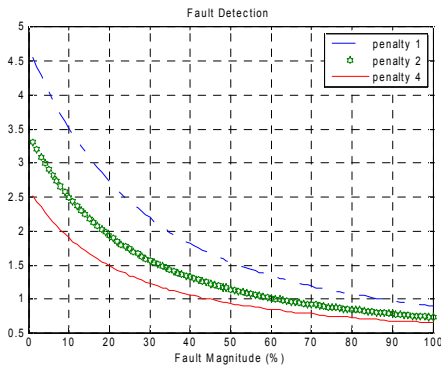


Fig. 8. 고장 크기에 따른 검출 시간 비교

다. 이러한 결과는 벌점을 이용하면 고장 확률의 수렴 시간이 짧아지기 때문이며 따라서 벌점과 고장 크기와 관계 분석하기 위해 벌점의 변화에 따른 고장 검출 성능의 결과를 Fig. 8에 살펴 보았다. 식 (24)에서 볼 때 그림에서 벌점을 사용하지 않은 α 가 1인 경우는 점선으로, α 가 2인 경우는 사각 표시 및 벌점 α 가 4일 경우를 실선으로 도시하였다. 구동기의 고장 크기가 클 때는 벌점을 이용한 기법이나 벌점을 사용하지 않은 기법의 고장 검출 시간의 차이가 별로 없다. 하지만 상대적으로 고장의 크기가 작아질수록 큰 벌점을 이용한 고장 검출 기법의 성능이 더 좋아지는 것을 알 수 있다. 또한 고장 크기가 작을수록 벌점에 대해 민감도는 크지만 반대로 고장 크기가 클수록 민감도는 상대적으로 떨어지게 되는 것을 확인 할 수 있다. 그것은 벌점의 특징이 고장 확률 기울기를 변화게 하는 것으로 벌점의 크기가 일정 크기 이상이 되면 고장 검출 성능에는 크게 영향을 끼치지 못하게 되기 때문이다. 따라서 본 논문에서는 벌점 α 를 4로 설정하였다.

4.2 벌점을 이용한 2단계 상호간섭 다중모델 필터 기법

제안한 2단계 상호간섭 다중모델 필터 기법의 고장 검출 성능을 기존의 상호간섭 다중모델 필터를 이용한 기법과 비교한 결과를 Fig. 9와 Fig. 10에 제시하였다. 이때, 고장 모델은 인공위성의 구동기 완전고장과 구동력 저하 고장을 검출 및 분리할 수 있도록 구성하였다. 또한 구동력 저하 고장은 완전 고장의 50%의 크기로 설정하였다. 기존의 기법으로 고장의 특성을 완전고장과 구동력 저하 고장으로 구분하기 위해서는 각각의 구동기별로 두 가지 특성의 고장 모델을 만들어야 하기 때문에 계산량이 증가한다.

고장 시나리오는 위성의 자세 변화를 위해 1,2,3번 반작용 휠이 구동하다가 5초에 2번 반작용 휠에 완전 고장이 발생한 경우를 살펴 보았다.

먼저 기존의 고장 검출 기법은 Fig. 9에서 원안의 부분과 같이 반작용 휠 2번의 완전 고장 모델과 구동력 저하 고장 모델의 확률이 초기에는 둘 다 증가하는 결과를 볼 수 있다. 이것은 같은 구동기의 고장 모델이기 때문에 당연한 결과이지만 이러한 원인으로 정확한 고장 검출 시간이 느려지게 하는 영향을 준다.

다음으로 제안한 고장 검출 기법을 살펴 보면 Fig. 10의 왼쪽 결과처럼 1단계에서 먼저 10개의 고장 모델과 1개의 정상 모델로 구성된 11개의 모델을 통해 2번 반작용 휠 고장을 검출하게 된다. 그리고 고장이 검출되면 2단계에서 Fig. 10의 오른쪽 결과처럼 2번 반작용 휠 고장에 관련된 고장 타입 모델인 구동력 저하 고장과 완전고장으로 고장 모델을 만들어 모델간의 확률을 통해 최종적으로 실제 발생한 고장이 완전고장임을 구

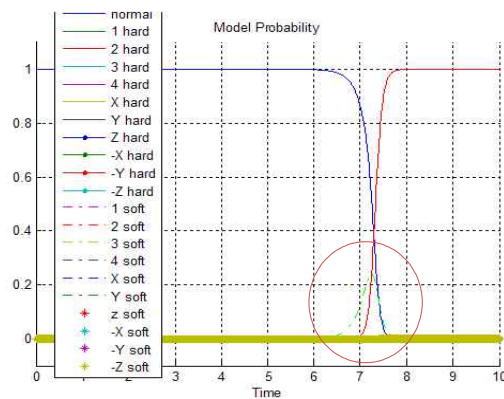


Fig. 9. 기존의 상호간섭 다중모델 필터의 고장 확률

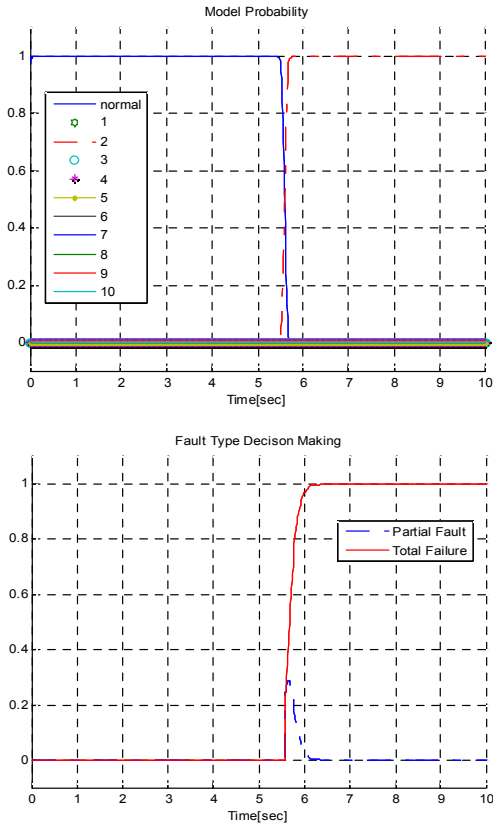


Fig. 10. 2단계 상호간섭 다중모델 필터의 고장 및 고장 특성 확률

분한다. 본 논문에서 제안한 고장 검출 기법의 특징은 단계를 구분하여 고장 검출, 특성 구분하기 때문에 각 단계마다 최소한의 필터만을 생성할 수 있다는 것이고, 또 다른 장점으로는 각 단계에서 벌점의 크기를 다르게 적용함으로써 고장 검출 및 분리를 기존의 방식보다 더 빠르게 수행할 수 있다는 것이다.

V. 결 론

본 논문에서는 인공위성 자세시스템에서 구동기의 고장 검출을 위한 2단계 상호간섭 다중모델을 제안하였고, 2단계 상호간섭 다중모델의 의사결정 단계에서 차등화된 벌점을 구성하여 보다 확실하게 고장 검출 분리를 수행하도록 하였다. 또한 시뮬레이션을 통해 논문에서는 본 고장 검출 기법이 각 단계에서 효율적으로 필터를 생성하여 기존의 기법보다 빠른 고장 검출이 가능함을 확인하였다. 1단계에서는 1차 벌점을 이용하

여 구동기 고장 검출과 분리를 수행하도록 하였고, 2단계에서는 2차 벌점을 이용하여 관련된 구동기의 고장 특성 구분을 수행하기 때문에 빠른 고장 검출 분리뿐만 아니라 인공위성의 계산 리소스를 줄일 수 있다.

추후에는 고장 검출 시간을 줄이는 방법과 함께 고장에 강인한 제어 알고리즘에 대한 통합 연구를 진행할 예정이다.

후 기

본 연구는 한국과학재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발사업(NSL, National Space Lab)으로부터 지원(과제번호 20100015074) 받아 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) I. Hwang, S. Kim Y. Kim and C. E. Seah, "A Survey of Fault Detection, Isolation, and Reconfiguration Methods", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 18, no. 3, May. 2010.
- 2) J. Gertler, "Survey of model-based failure detection and isolation in complex plants", IEEE Control Systems Magazine, vol. 8, no. 6, 3 - 11, 1988.
- 3) R. Iserman, "Model based fault detection and diagnosis methods", Proceedings of the American Control Conference, vol. 3, Seattle, Washington, 1995.
- 4) M. Tafazoli, "A study of on-orbit spacecraft failures", Acta Astronautica, vol. 64, issues 2-3, Jan. 2009.
- 5) W. R. Williamson and J. L. Speyer, "Fault detection and isolation for deep space satellites", Journal of Guidance, Control, and Dynamics. vol. 32. no. 5. Sep. 2009.
- 6) N. Tudoroiu and K. Khorasani, "Satellite fault diagnosis using a bank of interacting kalman filters", IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst., vol. 43, no. 4, Oct. 2007.
- 7) R. Mehra, S. Seereeram and D. Bayard, "Adaptive Kalman Filtering, Failure Detection and Identification for Spacecraft Attitude Estimation", Proceedings of the 4th IEEE Conference Control Applications, Sept. 1995.

- 8) R. J. Patton, "Fault detection and diagnosis in aerospace systems using analytical redundancy", *Computing Control Engineering Journal*, vol. 2, Issue 3, May. 1991.
- 9) 우병상, 정호환, 채장수, "반작용 휠을 이용한 인공위성의 3축 자세제어기 설계에 관한 연구", *한국항공우주학회지*, vol. 25, no. 3, Jun. 1997.
- 10) C. H. Won, "Comparative study of various control methods for attitude control of a LEO satellite", *Aerospace Science and Technology*, no. 5, Feb. 1999.
- 11) F. N. Pirmoradi and F. Sassani, "Fault detection and diagnosis in a spacecraft attitude determination system", *Acta Astronautica*, vol. 65, issues 5-6, Sep. 2009.
- 12) Y. M. Zhang and X. R. Li, "Detection and diagnosis of sensor and actuator failures using IMM estimator", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 34, no. 4, Oct. 1998.
- 13) Y. Zhang, X. R. Li and K. Zhou, "A Fault Detection and Diagnosis Approach Based on Hidden Markov Chain Model", *Proceedings of the American Control Conference*, Philadelphia, Pennsylvania Jun. 1998.
- 14) Y. Zhang and J. Jiang, "Integrated Active Fault-Tolerant Control Using IMM Approach", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 37, no. 4, Oct. 2001.
- 15) S. Kim, J. Choi, and Y. Kim, "Fault detection and diagnosis of aircraft actuators using fuzzy-tuning IMM filter", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 44, no. 3, pp. 940 - 952, 2008.
- 16) T. E. Menke and P. S. Maybeck, "Multiple model adaptive estimation applied to the VISTA F-16 flight control system with actuator and sensor failures", in *Proceeding. IEEE Nat. Aerosp. Electron. Conference* Dayton, OH, May. 1992.
- 17) P. S. Maybeck and P. D. Hanlon, "Performance enhancement of a multiple model adaptive estimator", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 31, no. 4, Oct. 1995.