

확장형 미지입력 관측기를 이용한 위성 반작용 휠의 고장 검출

Fault Detection of a Spacecraft's Reaction Wheels by Extended Unknown Input Observer

진 재 현*, 용 기 력
(Jaehyun Jin¹ and Ki-Ryeok Yong²)

¹Sunchon National University

²KARI (Korea Aerospace Research Institute)

Abstract: This article deals with the problem of fault detection of a spacecraft's actuators. The authors introduce an extended unknown input observer for nonlinear systems. This is an extended form of unknown input observers which are used for linear systems. Since faults are not available, those are considered as unknown inputs. Unknown input observers can estimate states without full information of inputs if some conditions are satisfied. The authors suggest a continuous-time extended UIO (eUIO) and prove the convergence of state estimation errors. Since the dynamic equation of a spacecraft is nonlinear, an extended UIO can be applied. Three eUIOs are designed to monitor three reaction wheels. The moving averages of each eUIO's residuals are selected for decision logic. The proposed method is verified by numerical simulations.

Keywords: extended unknown input observer, extended type, fault detection, spacecraft reaction wheels' fault

I. 서론

인공위성은 장시간 자율적으로 동작하여야 하므로, 전체 시스템은 높은 신뢰도가 요구된다. 신뢰도를 높이기 위하여, 고품질 부품의 선정, 모듈의 중복, 능동적 고장 진단[1] 및 대응 등을 필요로 한다.

본 논문에서는, 반작용 휠 구동 시스템의 고장을 검출하고 진단하는 주제를 다룬다. 구동기는 시스템의 동역학을 거쳐서 각속도나 자세 값의 출력으로 나타나기 때문에, 추정기를 이용하여 고장을 검출하는 방법이 많이 이용되었다. 그러한 방법 중의 하나인, 미지입력 추정기(unknown input observer, UIO)는, 입력 신호가 없더라도 시스템의 상태변수를 추정할 수 있는 기법이다[2-4]. 구동기의 고장은 예고되지 않기 때문에, 고장신호는 이용할 수 없는 미지입력으로 생각할 수 있다. 노이즈 필터링을 고려한 추정기법이 연구되었으며[5-8], 최근에는 비선형 시스템에 대한 미지입력 관측기의 적용을 연구하는 추세이다. 기본적으로 선형이면서 특별한 조건을 만족하는 비선형 항을 가정하거나[9,10], 확장형 칼만 필터(extended Kalman filter)와 같이 확장형을 적용한 연구결과도 있다[11-13]. 확장형의 경우는 일반적인 형태의 비선형성에 대해서도 적용이 가능하다.

본 논문에서는 확장형 미지입력 관측기(eUIO)를 적용하여, 인공위성 구동기의 고장을 검출하는 기법을 제시한다. 기존의 연구결과[11-13]와 달리 연속시간 시스템을 대상으로 하였다. 미지입력 관측기를 이용하여, 구동기의 고장도 검출하고 필터링된 센서 출력을 얻는 것을 목표로 하며, 이를 위한 고

장 검출 및 필터링 알고리즘을 구성한다. 인공위성은 3개의 반작용 휠을 장착한 것으로 가정하였으며, 각각의 고장을 독립적으로 검출할 수 있도록 한다. 시뮬레이션을 이용하여 제안한 기법의 타당성을 검증하였다.

II. 위성 모델링

1. 동역학 모델링

위성의 자세를 표현하기 위하여 쿼터니언을 이용하며, 이에 대한 정의와 각속도와와의 관계를 식 (1)에 정리하였다[14].

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} q_0 \\ \mathbf{q}_v \end{bmatrix} = [q_0, q_1, q_2, q_3]^T, \quad \dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{Q} \boldsymbol{\omega} = \frac{1}{2} \mathbf{W} \boldsymbol{\omega} \quad (1)$$

$\boldsymbol{\omega} = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$ 는 위성의 각속도 벡터이고, 행렬 \mathbf{Q} 와 \mathbf{W} 는 다음과 같다[2].

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{W} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 \\ \omega_1 & 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_3 & \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

대상위성에는, 3개의 반작용 휠이 서로 독립적으로 배치되어 있다. 배치된 기하학적 형상에 따라, 휠의 토크가 위성에 작용하는 효과가 다르게 나타나는데, 입력 배분행렬을 이용하여 표현할 수 있다($\mathbf{B}_W = [\mathbf{b}_{W1}, \mathbf{b}_{W2}, \mathbf{b}_{W3}]$). 외란 혹은 추력기 사용으로 인한 외부의 모멘트가 없다고 가정한다면, 관성좌표계에 대한 전체 각 운동량 \mathbf{h} 는 일정하다. 위성의 관성모멘트 행렬을 \mathbf{J} , 휠의 관성 모멘트를 J_W 라고 가정할 때, 다음처럼 운동방정식을 유도한다[14,15].

$$\mathbf{h} = \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + J_W \mathbf{B}_W \boldsymbol{\omega} = \text{constant} \quad (3)$$

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수: 2011. 8. 20., 수정: 2011. 9. 5., 채택확정: 2011. 9. 25.

진재현: 순천대학교 우주항공공학전공(donworry@sunchon.ac.kr)

용기력: 한국항공우주연구원(KARI) 위성제어팀(klyong@kari.re.kr)

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{h}} &= \left. \frac{d\mathbf{h}}{dt} \right|_B + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h} \\ &= \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}} + J_{\mathcal{W}}\mathbf{B}_{\mathcal{W}}\dot{\boldsymbol{\Omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + J_{\mathcal{W}}\mathbf{B}_{\mathcal{W}}\boldsymbol{\Omega}) \\ &= 0 \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\omega}} &= -\mathbf{J}^{-1}[\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + J_{\mathcal{W}}\mathbf{B}_{\mathcal{W}}\boldsymbol{\Omega})] + \mathbf{J}^{-1}\mathbf{B}_{\mathcal{W}}\mathbf{u} \\ &= \mathbf{J}^{-1}[(\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + J_{\mathcal{W}}\mathbf{B}_{\mathcal{W}}\boldsymbol{\Omega}) \times \boldsymbol{\omega}] + \mathbf{J}^{-1}\mathbf{B}_{\mathcal{W}}\mathbf{u} \end{aligned} \quad (5)$$

$\boldsymbol{\Omega}=[\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3]^T$ 는 휠 각속도를 나타내며, $\mathbf{u}=[u_1, u_2, u_3]^T$ 는 입력이며, 휠이 위성에 가하는 모멘트이다. 작용 반작용에 의해서 휠은 반대의 모멘트를 받는다.

$$J_{\mathcal{W}}\dot{\boldsymbol{\Omega}} = -\mathbf{u} \quad (6)$$

참고로, 벡터의 외적은 다음과 같이 행렬×벡터의 형태로 변환할 수 있다. 위 첨자 “x”는 행렬을 의미한다.

$$\mathbf{a} \times \mathbf{b} = \mathbf{a}^x \mathbf{b} \rightarrow \mathbf{a}^x = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

2. 구동기 고장 모델링

구동기 혹은 반작용 휠의 고장은, 주로 휠을 회전시키는 모터의 고장에 의한 것이다. 구동기에 발생하는 고장을 덧셈 형태로 표현한다.

$$\mathbf{u} = \mathbf{u}_c + \mathbf{d} \quad (8)$$

미지의 입력(unknown input)이 명령 \mathbf{u}_c 에 추가되는 것이라고 가정한다. 만약 $\mathbf{d} = -\mathbf{u}_c$ 이면 구동기가 전혀 동작하지 않는 것이다.

III. 확장형 미지입력 관측기

1. 선형시스템 미지입력 관측기

선형시스템에 대한 미지입력 관측기 이론을 소개한다[2-4]. 미지입력 \mathbf{d} 가 작용하는 선형시스템을 고려한다.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{E}\mathbf{d}, \quad \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} \quad (9)$$

상태 추정변수 $\hat{\mathbf{x}}$ 와 이를 위한 관측기를 식 (10)과 같이 설정한다. 여러 행렬은 수식을 전개하면서 결정하기로 한다.

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = \mathbf{z} + \mathbf{H}\mathbf{y} \quad (10a)$$

$$\dot{\mathbf{z}} = \mathbf{F}\mathbf{z} + (\mathbf{L} + \mathbf{F}\mathbf{H})\mathbf{y} + \mathbf{T}\mathbf{B}\mathbf{u} \quad (10b)$$

상태 추정 오차를 $\mathbf{e} = \mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}}$ 으로 가정할 때, 오차 동역학은 다음과 같이 전개된다.

$$\dot{\mathbf{e}} = (\mathbf{I} - \mathbf{H}\mathbf{C})[\mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{E}\mathbf{d}] - \mathbf{F}\mathbf{z} - (\mathbf{L} + \mathbf{F}\mathbf{H})\mathbf{y} - \mathbf{T}\mathbf{B}\mathbf{u} \quad (11)$$

여기서 $\mathbf{T} = \mathbf{I} - \mathbf{H}\mathbf{C}$, $\mathbf{F} = \mathbf{T}\mathbf{A} - \mathbf{L}\mathbf{C}$ 로 정의하고, 식 (11)을 정리한다.

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{e}} &= \mathbf{T}\mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{T}\mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{T}\mathbf{E}\mathbf{d} - \mathbf{F}\mathbf{z} - \mathbf{L}\mathbf{C}\mathbf{x} - \mathbf{F}\mathbf{H}\mathbf{y} - \mathbf{T}\mathbf{B}\mathbf{u} \\ &= (\mathbf{T}\mathbf{A} - \mathbf{L}\mathbf{C})\mathbf{x} - \mathbf{F}(\mathbf{z} + \mathbf{H}\mathbf{y}) + \mathbf{T}\mathbf{E}\mathbf{d} \\ &= \mathbf{F}\mathbf{x} - \mathbf{F}\hat{\mathbf{x}} + \mathbf{T}\mathbf{E}\mathbf{d} \\ &= \mathbf{F}\mathbf{e} + (\mathbf{E} - \mathbf{H}\mathbf{C}\mathbf{E})\mathbf{d} \end{aligned} \quad (12)$$

행렬 \mathbf{H} 는 $\mathbf{E} - \mathbf{H}\mathbf{C}\mathbf{E} = \mathbf{0}$, \mathbf{L} 은 \mathbf{F} 의 모든 고유값 실수부가 음수가 되도록 선정한다 ($\text{Re}(\lambda_i(\mathbf{F})) < 0$). 그러면 미지입력 \mathbf{d} 에 무관하게 오차가 수렴하여 상태 추정이 이루어진다. 이러한 조건을 만족하는 행렬 \mathbf{H} 와 \mathbf{L} 이 존재할 조건은 다음과 같다.

$$\text{rank}(\mathbf{E}) = \text{rank}(\mathbf{C}\mathbf{E}) \quad (13a)$$

$$\text{no unstable transmission zeros of } (\mathbf{A}, \mathbf{E}, \mathbf{C}, \mathbf{0}) \quad (13b)$$

2. 비선형시스템 미지입력 관측기

확장형 Kalman 필터와 같은 원리로, 미지입력 관측기를 비선형 시스템에 적용한다. 기존의 연구결과[11-13]는 이산시간 시스템을 대상으로 하였는데, 정확한 동작 주기를 갖는 센서 출력이나 제어 입력 등에 적합하다. 그러나, 이를 위하여 대상시스템의 이산화된 동역학 방정식을 필요로 하는데, 위성의 동역학은 연속시간 영역에서 기술하는 것이 일반적이고, 비선형시스템 동역학을 이산화하는 것도 쉽지 않다. 그래서, 대상시스템의 연속시간 동역학을 이용하는 미지입력 추정기법이 필요하다. 본 논문에서는 이를 위하여, 연속시간형 확장형 미지입력 관측기를 설계하는 방법을 제시하고, 위성의 구동기 고장검출에 적용할 수 있음을 보인다.

우선, 위성의 운동방정식 (1), (5)를 다음처럼 표시한다.

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{E}\mathbf{d} \\ \mathbf{y} &= \mathbf{C}\mathbf{x} \end{aligned} \quad (14)$$

확장형 관측기의 설계는, 비선형 항을 다음과 같이 전개할 수 있다는 가정에서 시작된다.

$$\dot{\mathbf{x}} \approx \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}) + \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\hat{\mathbf{x}}} (\mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}}) + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{E}\mathbf{d} \quad (15)$$

미분항은 상태변수 \mathbf{x} 의 함수이지만, 여기에서는 편의상 \mathbf{A} 로 표현한다.

$$\left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\hat{\mathbf{x}}} = \mathbf{A} \quad (16)$$

식 (15)에 대한 상태 추정 관측기로 다음을 제안한다.

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = \mathbf{z} + \mathbf{H}\mathbf{y} \quad (17a)$$

$$\dot{\mathbf{z}} = \mathbf{T}\mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}) - \mathbf{T}\mathbf{A}\hat{\mathbf{x}} + \mathbf{F}\mathbf{z} + (\mathbf{L} + \mathbf{F}\mathbf{H})\mathbf{y} + \mathbf{T}\mathbf{B}\mathbf{u} \quad (17b)$$

식 (10)의 선형시스템에 대한 미지입력 관측기와 비슷하지만, 시스템의 비선형 항 $\mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}})$ 와 식 (15)의 선형화에 따라 발생하는 $\mathbf{A}\hat{\mathbf{x}}$ 항을 소거하기 위한 부분이 있다. 상태 추정 오차를 $\mathbf{e} = \mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}}$ 으로 가정하고 오차 동역학을 전개한다.

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{e}} &= \dot{\mathbf{x}} - \dot{\hat{\mathbf{x}}} - \mathbf{H}\mathbf{C}\dot{\hat{\mathbf{x}}} \\ &= (\mathbf{I} - \mathbf{H}\mathbf{C})\dot{\mathbf{x}} - \dot{\mathbf{z}} \\ &\approx (\mathbf{I} - \mathbf{H}\mathbf{C})[\mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}) + \mathbf{A}(\mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}}) + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{E}\mathbf{d}] \\ &\quad - \mathbf{T}\mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}) + \mathbf{T}\mathbf{A}\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{F}\mathbf{z} - (\mathbf{L} + \mathbf{F}\mathbf{H})\mathbf{y} - \mathbf{T}\mathbf{B}\mathbf{u} \end{aligned} \quad (18)$$

선형시스템의 경우처럼, $\mathbf{E} - \mathbf{H}\mathbf{C}\mathbf{E} = \mathbf{0}$ 를 만족하는 \mathbf{H} 를 선정하고, $\mathbf{T} = \mathbf{I} - \mathbf{H}\mathbf{C}$ 로 두고, 식 (18)을 정리한다.

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{e}} &= \mathbf{T}\mathbf{A}\mathbf{x} - \mathbf{F}\mathbf{z} - (\mathbf{L} + \mathbf{F}\mathbf{H})\mathbf{y} \\ &= (\mathbf{T}\mathbf{A} - \mathbf{L}\mathbf{C})\mathbf{x} - \mathbf{F}\mathbf{z} - \mathbf{F}\mathbf{H}\mathbf{y} \end{aligned} \quad (19)$$

최종적으로 $F = TA - LC$ 로 하여서, 다음을 얻는다.

$$\begin{aligned} \dot{e} &= Fx - F(z + Hy) \\ &= Fx - F\hat{x} \\ &= Fe \end{aligned} \quad (20)$$

행렬 F 는 상수행렬이 아니지만, 적절한 이득 행렬 L 을 선택하여 원하는 고유값을 갖는 상수행렬(F^d)로 만들 수 있다. 여기서 $C^\#$ 은 $CC^\# = I$ 를 만족한다.

$$TA - LC = F^d \rightarrow L = (TA - F^d)C^\# \quad (21)$$

IV. 구동기 고장 검출 및 진단

1. 기본 제어기 설계

시뮬레이션 수행을 위하여 기본 제어기를 설계하는데, 식 (5)를 고려하여, 다음처럼 결정한다[16].

$$u = B_w^{-1} [\lambda J(\omega^c - \omega) - h \times \omega] \quad (22a)$$

$$\omega^c = 2\gamma Q^T(q^c - q) \quad (22b)$$

$$q_i^c(t) = q_i^s + \frac{q_i^d - q_i^s}{t_d - t_s}(t - t_s), \quad i = 0, 1, 2, 3 \quad (22c)$$

여기서 λ 와 γ 는 수렴속도를 결정하는 상수 계인이다. q^c 와 ω^c 는 쿼터니언과 각속도에 대한 명령(command)을 의미한다. 식 (22a)를 식 (5)에 대입하면 다음의 결과를 얻는다.

$$\dot{\omega} + \lambda\omega = \lambda\omega^c \quad (23)$$

계인 λ 가 양수이면 위 시스템은 항상 안정하게 된다. 즉, 식 (22a)를 이용하면 항상 명령 각속도를 추종하게 된다 ($\omega \rightarrow \omega^c$). 식 (22b, 22c)는, 자세 명령이 그림 1과 같이 경사 입력의 형태가 되도록 설정한 것이다. 식 (22c)에서 사용한 윗첨자 s 와 d 는 출발(start)과 목표(desired or final)를 의미한다. 쿼터니언 각각의 원소에 대한 명령값이 그림 1과 같이 발생하지만 실제 명령은 $1 = \sum(q_i^i)^2$ 이 되도록 정규화된다.

그림 2는 모든 상태값을 노이즈 없이 알 수 있고 구동기에 고장이 없다고 가정했을 때, 기본 제어기를 적용하여 얻은 결과이다. 기본 제어기가 잘 동작하는지를 확인하기 위한 것이다. 자세 명령은 앞에서 설명한 것처럼 정규화되어 나타나게 되며, 적절하게 가해지는 입력(u)에 의해 실제 자세(q)가 명령값(q^c)을 잘 추종하고 있다. 표 1에는 시뮬레이션을 위한 파라미터와 시나리오를 제시하였다.

2. 대상 위성에 대한 확장형 미지입력 관측기 설계

위성에 대한 상태변수는 q 와 ω 이며, III 장에서의 결과를 적용하기 위하여, 식 (14)에 표현된 함수와 파라미터를 다음처럼 정리한다.

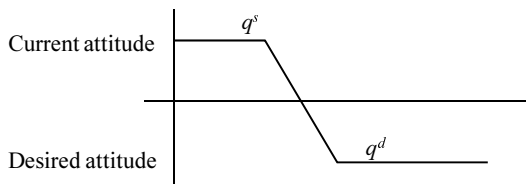


그림 1. 자세 천이 명령 프로파일.

Fig. 1. The command profile for attitude transfer.

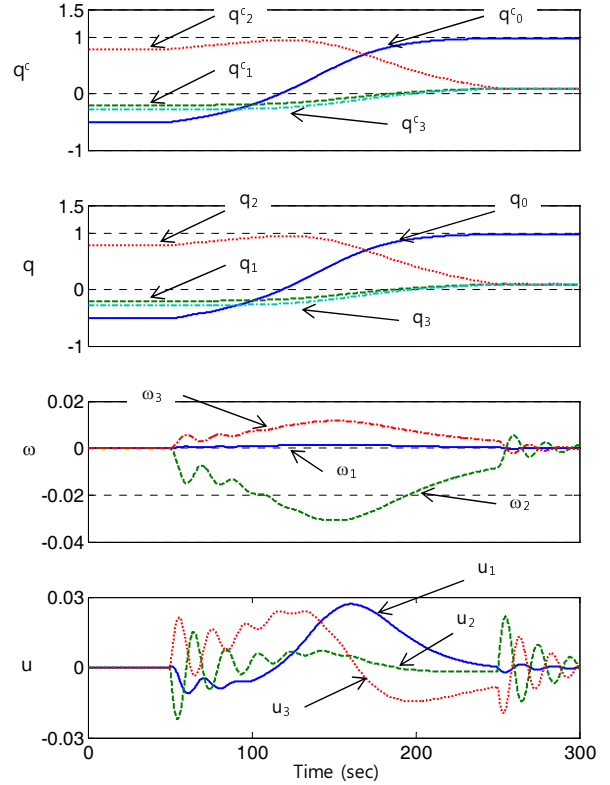


그림 2. 기본제어기 적용한 결과.

Fig. 2. The control results by the baseline control.

표 1. 시뮬레이션 파라미터와 시나리오.

Table 1. Simulation parameters and scenarios.

Parameters	Value	[Unit]
J	diag [20, 10, 20]	[kg-m ²]
$\omega(0), \Omega(0)$	$0, [1000, 2000, 1000]$	[rpm]
$q(0) = q_i^s$	[0.5, -0.2, 0.8, -0.27]	-
q_i^d	[0.9849, 0.1, 0.1, 0.1]	-
$\lambda, \gamma, \alpha, \sigma$	0.1, 1, 0.5, 0.001	-
t_s, t_d	50, 250	[sec]
Scenarios		
time (sec)	Attitude Command	
$t < 50$	rest	$q(0)$
$t < 250$	rotation	$q(0) \rightarrow q_i^d$
$t < 300$	rest	q_i^d

$$\begin{aligned} x &= \begin{bmatrix} q \\ \omega \end{bmatrix}, \quad f(x) = \begin{bmatrix} 0.5Q\omega \\ J^{-1}[(J\omega + J_w B_w \Omega) \times \omega] \end{bmatrix} \\ A &= \frac{\partial f(x)}{\partial x} = \begin{bmatrix} 0.5W & 0.5Q \\ 0 & J^{-1}[(J\omega + J_w B_w \Omega)^\times - \omega^\times J] \end{bmatrix} \quad (24) \\ B_w &= I_{3 \times 3}, \quad B = \begin{bmatrix} 0_{4 \times 3} \\ J^{-1} B_w \end{bmatrix} = [b_1, b_2, b_3], \quad C = I_{7 \times 7} \end{aligned}$$

$B_w = I_{3 \times 3}$ 으로 둔 것은, 3개의 반작용 휠이 동체 좌표계의 X, Y, Z 축과 나란하게 장착되었음을 의미한다. $C = I_{7 \times 7}$ 으로 둔 것은, 자세와 각속도 모두를 측정한다는 의미이다. 실제로 별 센서와 자이로를 이용하면 모든 상태변수를 측정할 수 있

다. 이 경우에 \mathbf{C} 의 역행렬은 존재하며, 식 (21)의 $\mathbf{C}^\#$ 은 $\mathbf{I}_{7 \times 7}$ 이 된다.

예제로서, 첫 번째 구동기의 고장만을 고려한 관측기를 설계한다. 이를 위해 고장영향을 의미하는 행렬 \mathbf{E} 를 $\mathbf{E} = [\mathbf{b}_1]$ 으로 설정한다. 이에 따른 설계결과는 다음과 같다.

$$\mathbf{E} = [0, 0, 0, 0, 1/J_{11}, 0, 0]^T$$

$$\mathbf{H} = \text{diag}[0, 0, 0, 0, 1, 0, 0], \quad \mathbf{T} = \text{diag}[1, 1, 1, 1, 0, 1, 1] \quad (25)$$

행렬 \mathbf{H} 의 의미는, 구동기의 고장이 영향을 줄 수 있는 ω_1 에 대해서는 센서의 출력을 사용하고 나머지는 관측기를 통해서 추정하겠다는 것이다. \mathbf{F}^d 또한 중요한 설계변수인데, 여기에서는 편의상 다음과 같이 두었다.

$$\mathbf{F}^d = -\alpha \mathbf{I}_{7 \times 7} \quad (26)$$

빠른 수렴을 위해서는 α 값을 크게 해야 하지만, 잡음의 영향도 커진다. α 값을 작게 하면 잡음의 영향은 줄어들지만, 수렴이 느려지고 고장 검출도 느려질 수 있다.

센서의 노이즈는 정규 가우시안 분포이며, 자세와 각속도 모두 $\sigma=0.001$ 의 표준편차를 갖는 것으로 가정하였다. 구동기에 대한 고장 시나리오는 다음과 같다. 그림 3은 이에 대한 각속도 추정오차이다. 식 (26)의 α 는 0.5로 두었다.

$$\begin{cases} \mathbf{d} = \mathbf{0}, & t < 100, 200 < t \\ \mathbf{d} = [0.01, 0, 0]^T, & 100 < t < 150 \\ \mathbf{d} = [0, 0, 0.01]^T, & 150 < t < 200 \end{cases} \quad (27)$$

ω_1 에 대한 추정오차의 표준편차는 센서 자체의 것과 동일하며, ω_2 와 ω_3 에 대한 추정오차의 표준편차는 상당히 줄어들어 효과적으로 필터링이 되고 있음을 알 수 있다. 각속도 ω_1 의 추정값은 센서 출력과 같기 때문에, 첫 번째 구동기 고장에 영향을 받지 않는다. 세 번째 구동기 고장은 ω_3 의 추정에 반영되지만, 실제 값을 모르기 때문에 이러한 오차를 알 수 없다. 그래서 관측기를 추가하고 각 출력의 잔차(residual, $r_i = \omega_{i,m} - \hat{\omega}_i$)를 비교하였다.

세 개의 미지입력 관측기를 설계하였으며, 미지입력으로 고려하는 것과 기지입력으로 고려하는 것을 표 2에 표시하였다. 예를 들어, eUIO 3는 3번 반작용 휠(RW)의 입력을 미지입력으로 고려한다. 이렇게 설계된 미지입력 관측기는 3번 RW에서 고장이 나타나도 정상적으로 추정이 이루어진다. 이 경우, eUIO 3에서 계산되는 잔차는 모두 평균 0 (zero mean)이 된다. 그러나 1번 RW 와 2번 RW에서 고장이 발생하면 잔차가 평균 0에서 벗어나게 된다.

역으로, 3번 RW에 고장이 발생하면, eUIO 1과 eUIO 2의 잔차가 평균 0이 아니게 된다. 그래서 각 미지입력 관측기의 잔차를 모니터링하면 어떤 휠이 고장인지 판단할 수 있다.

표 2. 세 개의 확장형 미지입력 관측기 설계.

Table 2. Three extended UIOs design.

	Input 1	Input 2	Input 3	\mathbf{E}
eUIO 1	unknown			$[\mathbf{b}_1]$
eUIO 2		unknown		$[\mathbf{b}_2]$
eUIO 3			unknown	$[\mathbf{b}_3]$

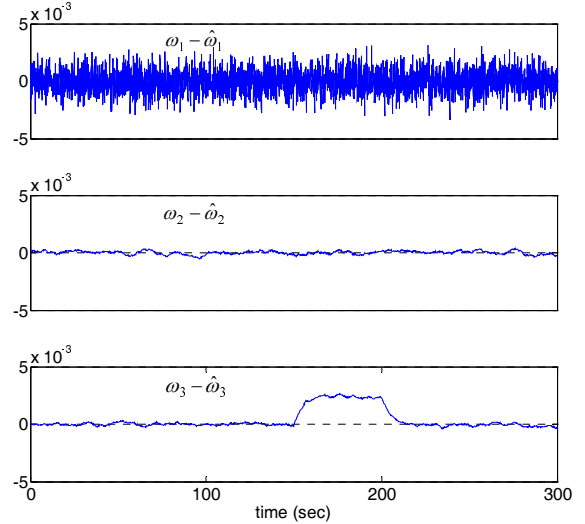


그림 3. 확장형 미지입력 관측기의 추정오차.

Fig. 3. State estimation error by eUIO.

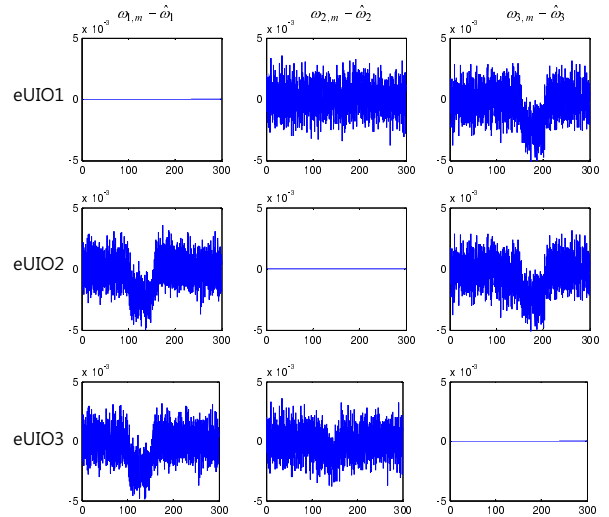


그림 4. 세 미지입력 관측기의 잔차.

Fig. 4. The residuals of three eUIOs.

그림 4는 동일한 고장에 대하여 각 관측기의 잔차를 도시한 것이다.

3. 고장 검출 및 상태변수 추정

고장을 검출하고 eUIO의 추정값을 이용하기 위하여, 그림 5와 같은 구조를 적용한다. 각 비선형 미지입력 관측기는 잔차를 생성하고, 이의 이동평균을 계산한다. 두 개 관측기 잔차의 이동평균(moving average, m_i^j) 모두가 임계값(Δ_m)을 넘어서면 고장으로 판단한다. 이동평균 기호 m_i^j 에서 아래첨자는 위성 동체좌표계의 순서를 의미하며(각속도 기호 ω_i 의 아래첨자에 대응), 위 첨자는 eUIO의 번호에 해당한다. 그리고 다음과 같은 규칙으로 고장 여부를 판단한다.

$$\begin{aligned} &\text{if } \|m_1^1\| > \Delta_m \text{ and } \|m_1^2\| > \Delta_m, \text{ then RW1 is faulty} \\ &\text{if } \|m_2^1\| > \Delta_m \text{ and } \|m_2^2\| > \Delta_m, \text{ then RW2 is faulty} \\ &\text{if } \|m_3^1\| > \Delta_m \text{ and } \|m_3^2\| > \Delta_m, \text{ then RW3 is faulty} \end{aligned} \quad (28)$$

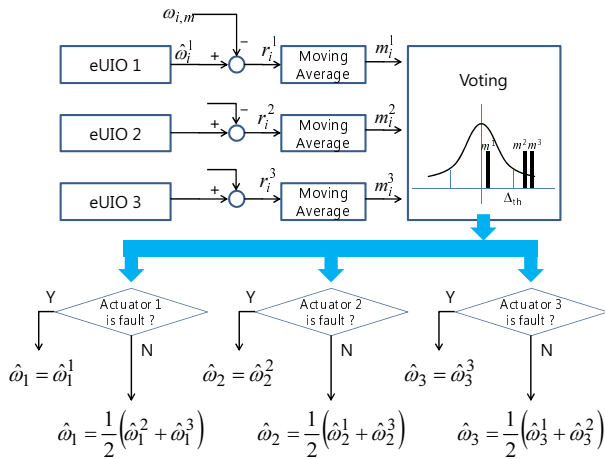


그림 5. 고장 판정 및 각속도 추정.

Fig. 5. Decision of fault occurrence and estimation of angular speed.

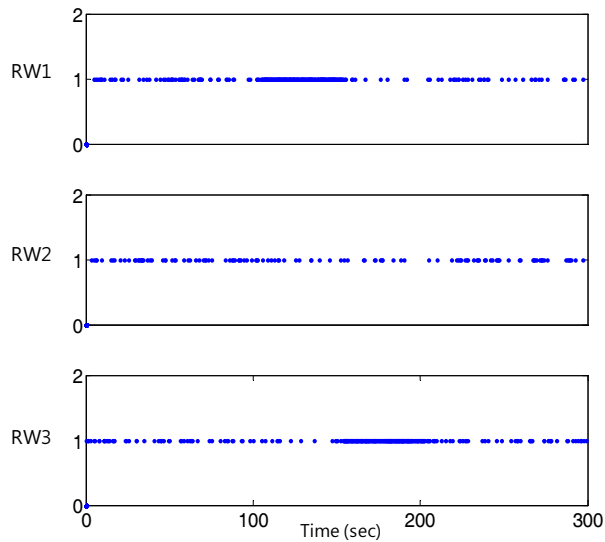


그림 6. 반작용 휠의 고장 판정 결과.

Fig. 6. Decision results of three reaction wheels' health.

고장으로 판단되면, 각속도 추정을 달리한다. 고장이 없으면 각 eUIO의 추정의 평균을 이용하고, 고장이 있다고 판단되면 그 고장에 무관한 eUIO의 추정을 이용하는 것이다.

이동평균을 고려한 것은, 노이즈에 대한 고장검출 민감도를 낮추어 오경보(false alarm)을 줄여주고, 고장 판정 임계값을 낮추어 누락경보(missed alarm)를 줄여주기 때문이다.

이동평균을 고려하지 않고, 잔차(그림 4의 결과)를 직접 이용한 경우에, 그림 6의 고장 판정 결과를 얻을 수 있다. 결과값이 1이면 고장, 0이면 정상을 의미하는데, 노이즈의 영향을 줄이기 위하여, 임계값을 센서 노이즈 표준편차의 2배로 설정하였다($\Delta_{th} = 2\sigma$). 그러나 실제 고장이 발생하지 않았는데도 고장으로 판정되는 경우가 있다.

이러한 오경보를 줄여주기 위하여 이동평균을 고려하였다. 고장이 없으면 평균 0이 되기 때문에, 평균값을 활용하면 노이즈의 영향을 줄여줄 수 있게 된다. 윈도우의 사이즈를 크게 하면 노이즈의 영향은 많이 줄게 되지만, 실제 고장 검출에는 시간이 걸릴 수 있다. 윈도우 크기에 따른 엄밀한 성

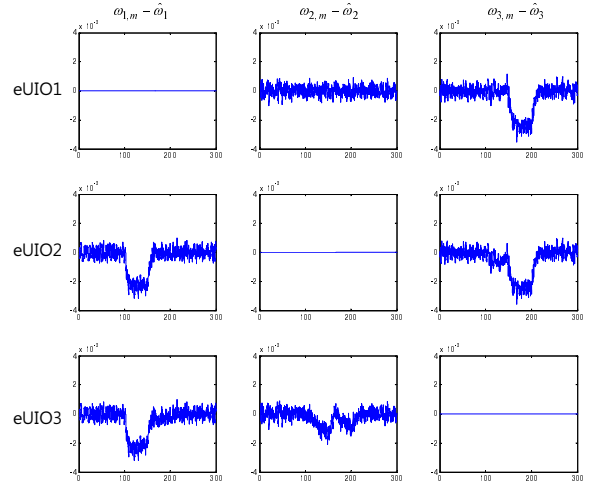


그림 7. 세 미지입력 관측기의 잔차의 이동평균(N=10).

Fig. 7. The moving average of residuals of three eUIOs (N=10).

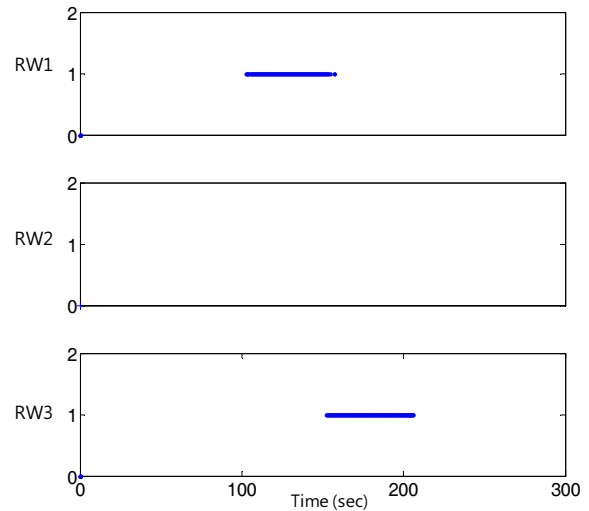


그림 8. 반작용 휠의 고장 판정 결과(이동평균 적용).

Fig. 8. Decision results of three reaction wheels' health.

표 3. 시뮬레이션 결과.

Table 3. Results of Simulations.

	False alarm ratio, %			Missed alarm ratio, %		
	RW1	RW2	RW3	RW1	RW2	RW3
Fig. 6	4.52	3.8	5.52	40.92	-	38.32
Fig. 8	1.64	0	1.96	7.19	-	7.58

능해석은 향후 연구 주제로 두기로 하고, 적절하게 N=10으로 해서 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 적분간격이 0.1초 이므로 윈도우 크기는 1초가 된다.

그림 7은 동일한 고장에 대하여 각 관측기의 잔차에 대한 이동평균(moving average, N=10)를 도시한 것이다. 그림 4에 비해 노이즈의 영향이 많이 줄어든다.

그림 8은 임계값을 $\Delta_{th} = 1.2\sigma$ 로 낮추었을 때, 고장 판정 결과이다. 그림 6과 비교해보면, 임계값이 낮아지더라도, 더 정확하게 고장을 판정함을 알 수 있다. 시뮬레이션 결과로서 오경보율 및 누락경보율을 표 3에 정리하였다. 오경보와 누락경보는 많이 줄어들었다.

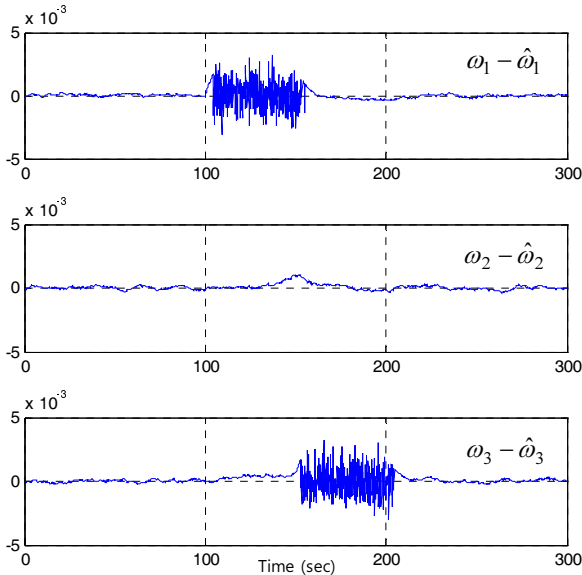


그림 9. 상태 추정 오차(이동평균).
Fig. 9. State estimation errors(moving average).

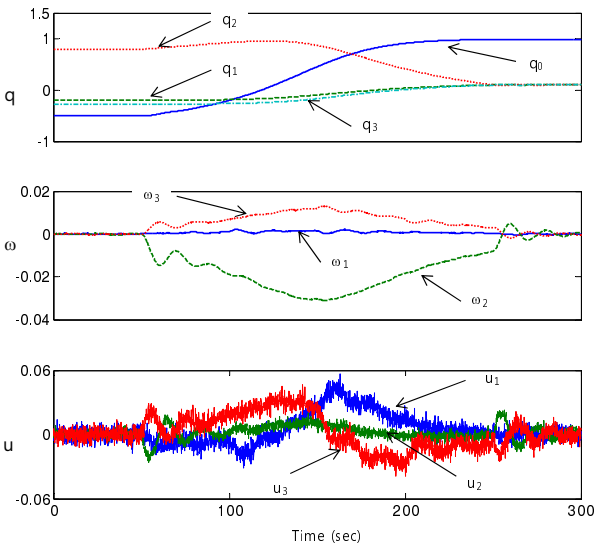


그림 10. 센서 출력을 이용한 자세제어 결과.
Fig. 10. The results when the sensor measurements are used.

그림 9는 그림 5의 과정을 거쳐 추정된 각속도의 오차를 도시한 것이다. 고장이 발생했다고 판단되는 경우에 센서 출력값으로 전환된다. 이동평균을 이용하면서, 고장의 검출 시점이 약간 지연된다. 그림 10은 센서 출력만을 이용하여 제어한 결과이며, 그림 11은 추정된 상태값을 이용한 결과이다. 필터링된 각속도 값을 사용하여 제어입력에 뚜렷한 개선을 가져왔다. 결과적으로, 구동기의 고장을 검출하면서도 센서 출력값을 필터링하는 목표를 달성하였다.

V. 결론

본 논문에서는 비선형 동특성을 갖는 위성의 구동기 고장을 검출하기 위하여, 연속시간 확장형 미지입력 관측기를 제안하였으며, 상태추정 오차의 수렴성을 보였다. 그리고, 세 개의 관측기를 설계하고, 잔차의 이동평균을 이용하여 고장

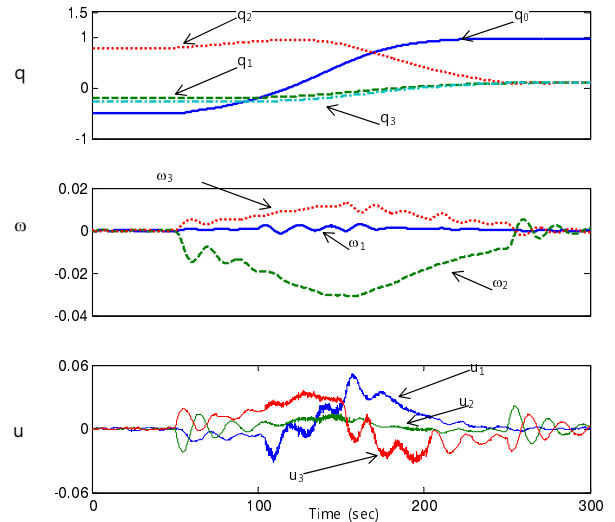


그림 11. 상태추정을 이용한 자세제어 결과.
Fig. 11. The results when the estimated states are used.

을 판정하고 고장유무에 따른 상태추정기법을 제안하였다. 시뮬레이션을 통하여 제안한 방법이 효과적임을 검증하였다.

미지입력 관측기는, 다중 모델 필터(Multiple Model Filter)에 비하여, 작은 수의 필터로 고장 검출이 가능하다. MMF의 경우에 각 구동기별로 고장 모델을 준비해야 하기 때문에 다수의 필터를 동작시켜야 한다. 미지입력 관측기는 설계조건이 까다롭고, 미지입력의 개수에 상응하는 센서 정보를 추정에 활용하지 못한다는 단점이 있다. 그러나, 필터 클러스터를 이용하여 이런 단점을 극복하고 장점을 살릴 수 있기 때문에, 연구가치가 있다.

추후 과제로는, 통계적 특성을 분석하고, 검출지연을 줄이는 기법을 연구하는 것이다. 그리고, 제안한 기법은 중복된 구동기의 조건과 고장의 동시발생 조건을 배제하였다. 이러한 조건에 대한 구동기 고장검출 기법의 연구가 필요하다.

참고문헌

- [1] W. Lee, C. Park, D. Lee, and K. Kim, "Improvement of the double fault detection performance of extended parity space approach," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 15, no. 10, Oct. 2009.
- [2] S. Wang, E. Davison, and P. Dorato, "Observing the states of systems with unmeasurable disturbances," *IEEE Transaction on Automatic Control*, vol. 20, pp. 716-717, 1975.
- [3] P. Kudva, N. Viswanadham, and A. Ramakrishna, "Observers for linear systems with unknown inputs," *IEEE Transaction on Automatic Control*, vol. 25, pp. 113-115, 1980.
- [4] P. Hsu, W. Houg, and S. Yeh, "Design of an optimal unknown input observer for load compensation in motion systems," *Asian Journal of Control*, vol. 3, no. 3, pp. 204-215, 2001.
- [5] J. Chen and R. J. Patton, "Optimal filtering and robust fault diagnosis of stochastic systems with unknown disturbances," *IEE Proceedings - Control Theory and Applications*, vol. 143, no. 1, pp. 31-36, 1996.
- [6] M. Hou and R. J. Patton, "Optimal filtering for systems with unknown inputs," *IEEE Transaction on Automatic Control*, vol. 43, no. 3, pp. 445-449, 1998.

- [7] M. Darouach and M. Zasadzinski, "Unbiased minimum variance estimation for systems with unknown exogenous inputs," *Automatica*, vol. 33, no. 4, pp. 717-719, 1997.
- [8] M. Darouach, M. Zasadzinski, and M. Boutayeb, "Extension of minimum variance estimation for systems with unknown inputs," *Automatica*, vol. 39, pp. 867-876, 2003.
- [9] A. Pertew, H. Marquez, and Q. Zhao, " H_∞ synthesis of unknown input observers for non-linear Lipschitz systems," *International Journal of Control*, vol. 78, no. 15, pp. 1155-1165, 2005.
- [10] L. Imsland, T. Johansen, H. Grip, and T. Fossen, "On non-linear unknown input observers—applied to lateral vehicle velocity estimation on banked roads," *International Journal of Control*, vol. 80, no. 11, pp. 1741-1750, 2007.
- [11] P. Pretki, M. Witczak, J. Korbicz, and J. Quevedo, "Stochastic robustness approach to designing extended unknown input observer," *The 4th Workshop on Advanced Control and Diagnosis*, Nancy, France, Nov. 2006.
- [12] M. Witczak, P. Pretki, J. Korbicz, and V. Puig, "Design of an extended unknown input observer," *The 4th Workshop on Advanced Control and Diagnosis*, Nancy, France, Nov. 2006.
- [13] M. Witczak and P. Pretki, "Design of an extended unknown input observer with stochastic robustness techniques and evolutionary algorithms," *International Journal of Control*, vol. 80, no. 5, pp. 749-762, 2007.
- [14] H. Bang, M. Tahk, and H. Choi, "Large angle attitude control of spacecraft with actuator saturation," *Control Engineering Practice*, vol. 11, no. 9, pp. 989-997, 2003.
- [15] J. Jin, "Angular speed estimation and two-axis attitude control of a spacecraft using a variable-speed control moment gyroscope," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 16, no. 11, pp. 1104-1109, 2010.
- [16] K. Kim and Y. Kim, "Robust backstepping control for slew maneuver using nonlinear tracking function," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 11, no. 6, pp. 822-829, 2003.

진재현

제어·로봇·시스템학회 논문지 제16권 제11호 참고.



용기력

1995년 조선대학교 항공우주공학과 졸업. 1997년 인하대학교 항공우주공학과 석사. 현재 KAIST 항공우주공학과 박사과정. 1997년~현재 한국항공우주연구원 근무. 위성제어팀장으로 KOMPSAT-3/5/3A, GeoKOMPSAT 업무 담당. 관심 분야는 자세결정을 위한 추정 및 비선형 관측기 등.