

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(4), 284-290(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.4.284>

## SDRE 기법을 이용한 비선형 미지입력 관측기 설계와 반작용 휠의 고장 검출

윤형주\*, 진재현\*\*

### Design of Nonlinear Unknown Input Observer by SDRE Method and Fault Detection of Reaction Wheels

Hyungjoo Yoon\* and Jaehyun Jin\*\*

Korea Aerospace Research Institute\*, Sunchon National University\*\*

#### ABSTRACT

The authors propose a nonlinear unknown input observer to estimate the angular speed of a satellite and to detect faults of reaction wheels. Input values are necessary to estimate the angular speed. Therefore, estimation errors are inevitable if faults occur in actuators or reaction wheels. Unknown input observers are useful to estimate the states of a system without being affected by unknown faults. The authors have designed a nonlinear unknown input observer by using the SDRE method and verified the proposed observer via numerical simulations. In spite of various and simultaneous faults, we have estimated the states and detected faults exactly by the proposed nonlinear unknown input observer.

#### 초 록

위성의 각속도를 추정하고 반작용 휠의 고장을 검출하기 위하여 비선형 미지입력 관측기를 제안하였다. 위성의 각속도 추정을 위해서 입력 값을 필요로 하는데, 구동기에 고장이 발생하는 경우에 정확한 각속도 추정이 어렵다. 미지입력 관측기는 미지의 고장에 영향을 받지 않으면서 상태추정이 가능하다. 본 논문에서는 SDRE 기법을 적용하여 비선형 미지입력 관측기를 설계하였고, 시뮬레이션을 이용하여 제안한 방법을 검증하였다. 다양한 형태로 동시에 고장이 발생하더라도, 각속도 추정 및 고장 검출이 가능하였다.

**Key Words** : Satellite angular speed estimation(위성 각속도 추정), Nonlinear unknown input observer(비선형 미지입력 관측기), Fault detection(고장 검출), SDRE(state-dependent Riccati equation, 상태변수 연동 Riccati 방정식)

#### 1. 서론

위성의 각속도는 자세제어를 위해 필요한 중요한 변수이다. 일반적으로 자이로 센서를 이용

하여 각속도를 측정하는데, 최근에는 각속도를 추정(estimation)하는 방법을 많이 연구하고 있다 [1-7]. 자이로를 장착하지 않은 경우나, 자이로가 고장 난 경우에 유용한 방안이 된다. 자이로를

† Received: January 19, 2013 Accepted: March 31, 2013

\*\* Corresponding author, E-mail : donworry@scnu.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

장착하지 않으면 비용 절감과 구조의 단순화를 기대할 수 있어, 소형 위성 설계에 적합하다 (SAMPEX 위성, [3]).

각속도 추정을 위하여 사용하는 방법은, 별센서를 통하여 측정된 자세 값을 직접 미분하여 추정하거나 새로운 상태변수로 도입하여 각속도와 연동된 운동방정식을 구하고 확장형 Kalman 필터를 이용하여 각속도를 추정하는 것이다. 추정 성능에 있어서는 두 번째 방법이 더 우수하다[7]. 그러나 이 방법을 적용하기 위해서는 정확한 입력 값을 알아야 한다. 일반적으로 추정 문제에 있어서 입력은 정확하게 알 수 있다고 가정하지만, 구동기 고장이 발생하는 경우에는 이 가정이 성립하지 않는다. 구동기 고장 대응의 목적뿐만 아니라 각속도의 정확한 추정을 위해서도 구동기의 고장을 신속히 진단해야 한다.

반작용 휠의 고장 검출을 위하여 다양한 방안이 연구되었다. 대부분의 경우 다중모델(multiple model) 이론에 근거하고 있다[8-16]. 다중모델 필터의 경우 고려하는 모델의 개수가 많을수록 정확한 추정이 가능하지만, 그만큼 계산이 복잡해지는 단점이 있다. 예를 들어, 참고문헌 [8]에서는 반작용 휠이 정지한 경우만 고려하였다. 반작용 휠이 멈추지 않고 비정상적인 동작을 한다거나 둘 이상이 고장 난 상황이면, 이를 위해서 모델을 추가해주어야 하며 반작용 휠의 개수만큼 증가하게 된다. 그만큼 필터의 개수도 증가한다.

본 논문에서는 필터의 개수를 줄이기 위하여 비선형 미지입력 관측기(UIO)를 제안한다. 고장의 모드에 상관없이 반작용 휠에 발생하는 고장의 영향을 배제하도록 UIO를 설계하고, 추정된 상태변수를 이용하여 고장을 검출한다. 저자는 비선형 시스템에 대한 확장형 UIO를 제안하였다 [17]. 여기에서는 SDRE(state-dependent Riccati equation) 기법을 이용하여 비선형 UIO를 설계한다. 시뮬레이션을 이용하여 제안한 방법을 검증하였다. 다양한 형태로 그리고 동시에 발생하는 고장에 대해서도 추정 및 검출이 가능하였다.

## II. 운동방정식 및 문제 정의

### 2.1 운동방정식

#### 2.1.1 위성 동역학

벡터 변수는 볼드체로, 스칼라와 행렬 변수는 일반체로 표시하였다.  $I$ 와  $0$ 은 단위행렬과 영행렬이며, 수식에서 크기가 결정된다.  $x_i$ 는 벡터  $x$ 의  $i$  번째 요소이다. 변수  $z$ 의 함수인 행렬  $P(z)$

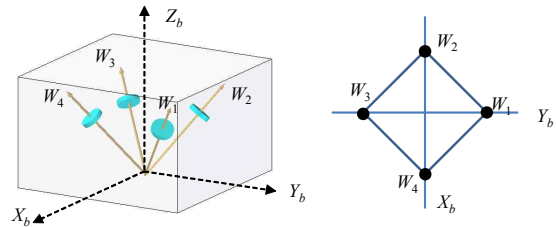


Fig. 1. Configurations of four wheels

와  $Q(z)$ 에 대하여, rank deficiency가 발생하는  $z$  값이 같으면  $P(z) \sim Q(z)$ 로 표시한다.

대상 위성은 4개의 반작용 휠을 피라미드 형상으로 장착한 소형위성이다(Fig. 1 참고). 편의상, 반작용 휠만 사용한다고 가정한다. 위성의 운동 방정식은 다음과 같다[18].

$$\dot{\omega} = \mathcal{J}^{-1}[\mathcal{J}\omega + L\mathcal{J}_w\Omega] \times \omega + \mathcal{J}^{-1}Lu \quad (1)$$

$$\dot{\Omega} = -\mathcal{J}_w^{-1}u = -\frac{1}{J_w}u \quad (2)$$

$$L = \begin{bmatrix} 0 & -\sin\alpha & 0 & \sin\alpha \\ \sin\alpha & 0 & -\sin\alpha & 0 \\ \cos\alpha & \cos\alpha & \cos\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix} \quad (3)$$

$\mathcal{J}$ 는 휠을 포함한 위성 전체의 관성모멘트 행렬이고 대각행렬로 가정한다( $\mathcal{J} = \text{diag}(J_1, J_2, J_3)$ ).  $\mathcal{J}_w = J_w I_4$ 는 휠의 관성모멘트 행렬이다.  $J_w$ 는 휠의 회전축에 대한 관성모멘트 값이다.

$\omega \in R^{3 \times 1}$ 는 위성의 동체좌표에 대한 각속도 벡터이고,  $\Omega \in R^{4 \times 1}$ 는 휠의 각속도 벡터이며,  $u \in R^{4 \times 1}$ 는 위성의 제어입력이며, 휠에 대해서는 반작용 입력(부호가 반대)이 된다.

반작용 휠의 장착형상에 따라서 입력배분 행렬  $L$ 이 결정된다. Fig. 1에서 모든 휠의 회전축이  $Z_b$ 축과 각도  $\alpha$ 만큼 기울어져 있다고 가정하였다(식 (3) 참고).

#### 2.1.2 측정방정식

별센서는, 관성좌표계에 대하여 별센서가 향하고 있는 방향(방향 벡터)에 대한 정보를 제공한다. 한 개의 별센서로도 자세를 알 수 있지만, 이런 경우 특정 축에 대한 정밀도가 저하된다[19]. 두 개의 별센서를 사용하면 이러한 단점을 보완하여 동일한 정밀도를 보장한다.

측정한 데이터를 신호처리(QUEST나 TRIAD 알고리즘 사용)하여 쿼터니언 값을 제공하는 경우에는 쿼터니언 변화율 식을 사용한다.

방향 벡터( $b, c \in R^{3 \times 1}$ ,  $\|b\|, \|c\| = 1$ ) 값을 제공하는 두 개의 센서를 고려하는 경우에, 변화율은 식 (4)와 같이 각속도와 관련된다.

$$\dot{\mathbf{b}} = \mathbf{b} \times \boldsymbol{\omega} = [\mathbf{b} \times] \boldsymbol{\omega}, \quad \dot{\mathbf{c}} = \mathbf{c} \times \boldsymbol{\omega} = [\mathbf{c} \times] \boldsymbol{\omega} \quad (4)$$

$[\times]$  는 벡터의 외적을 행렬의 곱으로 표현한 것이다. 방향 벡터를 직접 이용하는 것이 신속한 고장 검출에 도움이 된다고 판단되며, 별센서 뿐만 아니라 지자계 센서와의 조합에도 적용 가능하기 때문에[2], 식 (4)를 이용한다.

### 2.1.3 문제정의

별센서의 방향 벡터 측정을 이용하여 각속도를 추정할 때, 구동기의 고장이 추정성능에 영향을 미칠 수 있다. 구동기의 고장을 신속히 검출하여, 고장대응 및 각속도 추정의 성능을 보장해야 한다.

반작용 휠 고장의 원인은 다양하지만[16], 휠의 속도 이상으로 나타나게 된다. 제어불가한 입력( $\mathbf{d}$ )이 제어 입력( $\mathbf{u}_c$ )에 더해진다고 표현한다.

$$\mathbf{u} = \mathbf{u}_c + \mathbf{d} \quad (5)$$

$d_i = -u_{i,c}$ 이면  $i$  번째 구동기가 가감속이 이루어지지 않는다.  $d_i = -(1-\beta)u_{i,c}$ 이면, 휠의 작용력이 축소( $\beta < 1$ ) 혹은 증가( $\beta > 1$ )하는 오동작을 뜻한다.  $d_i = -u_{i,c} + \gamma J_w \Omega_i$ 로 두면( $\gamma > 0$ ), 휠이 점근적으로 멈추는 것을 의미한다.  $\beta$ 와  $\gamma$ 는 적절한 값을 선택하여 고장을 모사한다. 신뢰성 있는 휠 개발을 위해서는 고장의 원인[16]과 이에 대한 대응 연구가 필요한 분야이지만, 이에 대한 것은 향후 연구 주제로 다루고자 한다.

식 (1)~(5)를 정리하여 다음과 같이 쓴다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\omega}} \\ \dot{\mathbf{b}} \\ \dot{\mathbf{c}} \\ \dot{\boldsymbol{\Omega}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & 0 & 0 & 0 \\ A_{21} & 0 & 0 & 0 \\ A_{31} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{b} \\ \mathbf{c} \\ \boldsymbol{\Omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_1 \\ 0 \\ 0 \\ -J_w^{-1} \end{bmatrix} (\mathbf{u}_c + \mathbf{d}) \quad (6)$$

$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{b} \\ \mathbf{c} \\ \boldsymbol{\Omega} \end{bmatrix}$$

$$A_{11} = J^{-1}[(J\boldsymbol{\omega} + LJ_w\boldsymbol{\Omega}) \times], \quad A_{21} = [\mathbf{b} \times]$$

$$A_{31} = [\mathbf{c} \times], \quad B_1 = J^{-1}L$$

참고문헌 [8, 10-16]에서는 각속도를 추정할 수 있다고 가정하였다. 특히, 참고문헌 [10, 12, 15]는 반작용 휠의 내부 모델을 개발하면서, 휠의 각속도와 전류를 상태변수 및 출력으로 선택하였다. 참고문헌 [9]는 잔차(residual)의 부호 패턴을 보고 고장을 검출하는 방법을 제안하였다. 그러

나 고장이 존재하는 동안에는 올바른 휠 속도와 각속도를 추정할 수 없다. 휠의 각 운동량(또는 각속도)은  $A_{11}$ 에 반영되기 때문에 각속도 추정을 위해서는 반드시 알아야 하는 중요한 변수이다.

## 2.2 미지입력 관측기

### 2.2.1 선형 설계이론

먼저, 선형시스템에 대한 미지입력 관측기 이론을 소개한다[20-21]. 미지입력  $\mathbf{d}$ 가 작용하는 선형시스템을 고려한다.

$$\dot{\mathbf{x}} = A\mathbf{x} + B\mathbf{u} + E\mathbf{d}, \quad \mathbf{y} = C\mathbf{x} \quad (7)$$

상태 추정  $\hat{\mathbf{x}}$ 와 관측기를 식 (8)과 같이 설정한다.  $F, L, T, H$ 는 전개과정에서 결정한다.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\mathbf{x}}} &= \mathbf{z} + H\mathbf{y} \\ \dot{\mathbf{z}} &= F\mathbf{z} + (L + FH)\mathbf{y} + TB\mathbf{u} \end{aligned} \quad (8)$$

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

$$\dot{\mathbf{e}} = (I - HC)[A\mathbf{x} + B\mathbf{u} + E\mathbf{d}] - F\mathbf{z} - (L + FH)\mathbf{y} - TB\mathbf{u} \quad (9)$$

$T = I - HC$ ,  $F = TA - LC$ 로 정의하고, 식 (9)를 정리한다.

$$\dot{\mathbf{e}} = F\mathbf{e} + (E - HCE)\mathbf{d} \quad (10)$$

행렬  $H$ 와  $L$ 은  $E - HCE = 0$ ,  $Re(\lambda_i(F)) < 0$ 이 되도록 선정한다.  $CE$ 의 우측 역행렬( $EE^R = I$ )을 이용하여  $H = E(CE)^R$ 로 결정한다.  $L$ 은 다음 절에서 설명한다. 그러면 미지입력  $\mathbf{d}$ 에 무관하게 오차가 수렴하여 상태 추정이 이루어진다. 고장이 발생하더라도 상태추정이 계속 이루어진다는 것이 미지입력 관측기(UIO)의 장점이다. 행렬  $H$ 와  $L$ 이 존재할 조건은 다음과 같다.

$$C1: \text{rank}(E) = \text{rank}(CE)$$

$$C2: \text{no unstable transmission zeros of the system } (A, E, C, 0)$$

첫째 조건은, 고장 모드가 센서 출력과 직접 연관되는 것을 의미한다. 고장 모드가 검출되는 센서를 decoupling시켜 관측기의 입력에서 배제한다. 둘째 조건은 UIO의 제어불가 극점과 관련된 것이다. UIO와 시스템 역변환 조건은 같다[21]. 그래서 원 시스템의 영점은 UIO의 제어불가 극점이 된다. UIO의 추정값이 수렴하기 위해서는 불안정한 영점이 없어야 한다.

### 2.2.2 비선형 미지입력 관측기

추정 대상 시스템은 식 (6)과 같은 비선형 시스템이다. 비선형 시스템에 대한 추정기법은 확장형 추정기(확장형 Kalman 필터 등)를 많이 이용하였다[2,3]. 최근에는 비선형 시스템에 대해 적용할 수 있는 SDRE(state-dependent Riccati equation) 기법에 대한 연구가 수행되고 있다[4, 7, 22-25]. SDRE 기법은 LQ에 대응되는 비선형 제어 기법으로, 체계적으로 비선형 시스템의 제어와 추정 문제를 다룰 수 있다.

비선형 시스템을 식 (11)의 형태로 정리할 수 있다고 가정한다. 여기서  $A(x), B(x)$ 를 SDC (state-dependent coefficients)라고 한다.

$$\dot{x} = A(x)x + B(x)u, \quad y = Cx \quad (11)$$

이에 대한 SDRE 추정기는 식 (12)의 형태가 된다[4, 7, 24].

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}} &= A(\hat{x})\hat{x} + B(\hat{x})u + K(\hat{x})[y - C\hat{x}] \\ K(\hat{x}) &= P(\hat{x})C^T R^{-1} \end{aligned} \quad (12)$$

$$0 = A(\hat{x})P + PA^T(\hat{x}) - PC^T R^{-1} CP + Q$$

비슷하게, 식 (10)의  $(TA, C)$ 에 대한 이득행렬  $L$ 을 구한다. 행렬  $Q$ 와  $R$ 은 튜닝을 위해 결정하는 가중치 행렬이다.

$$L(\hat{x}) = P(\hat{x})C^T R^{-1} \quad (13)$$

$$0 = TA(\hat{x})P + PA^T(\hat{x})T^T - PC^T R^{-1} CP + Q$$

비선형 시스템에서 식 (11)의 SDC를 유도하는 과정에서 유일성(uniqueness)을 보장하지 못하기 때문에, 최종적으로 유도된 제어/추정 알고리즘의 전역영 안정성(global stability)을 보장하지 못한다[4, 22]. 본 논문의 대상 시스템에 대한 운동 방정식은 이미 SDC 형태로 유도되었다. 그렇지만 이것이 유일성을 보장하지는 못한다[4]. 이에 대한 연구는 아직까지 진행 중이다.

그리고 매 샘플링 주기마다 식 (13)을 풀어야 한다. 상태변수 값에 따라 SDC가 변하므로 이를 반영하여야 한다. 매번 ARE를 풀어야 해서 계산량이 증가하게 된다. 참고문헌 [22]에서는 이를 위한 빠른 해법을 제시하였다. 미지입력 관측기 설계를 위해서는 매주기마다 두 조건이 만족되어야 한다. 이에 대해서는 다음 절에서 검증한다.

## III. 구동기 고장 모니터링

### 3.1 단일 고장 검출

식 (6)을 입력과 고장으로 분리하여 정리한다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega} \\ \dot{b} \\ \dot{c} \\ \dot{\Omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & 0 & 0 & 0 \\ A_{21} & 0 & 0 & 0 \\ A_{31} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega \\ b \\ c \\ \Omega \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_1 \\ 0 \\ 0 \\ -J_W^{-1} \end{bmatrix} u_c + \begin{bmatrix} B_1 \\ 0 \\ 0 \\ -J_W^{-1} \end{bmatrix} d \quad (14)$$

입력과 고장의 행렬이 동일하기 때문에, 식 (8)에서  $TB=0$ 이 된다. 먼저 rank 조건(조건 C1)은 다음과 같이 만족된다.

$$CE = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -J_W^{-1} \end{bmatrix} \rightarrow \text{rank}(E) = \text{rank}(CE) = 4 \quad (15)$$

영점(transmission zeros)은 다음의 행렬에서 rank가 줄어들게(deficient) 하는  $z$  값이다.

$$\begin{bmatrix} zI - A - E \\ C & 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

영점은 식 (10)의 행렬  $F$ 의 제어불가한 모드가 되기 때문에 반드시 안정해야 한다. 즉,  $z$  값이 있다면  $Re(z) < 0$  이어야 한다(조건 C2). 행렬의 기본연산을 이용해서 행렬을 변형하여  $z$ 를 구한다(부록 참고). 결과적으로 식 (16)의 영점은 식 (17) 행렬의 rank를 줄이는  $z$  값이다.

$$\begin{bmatrix} zI_3 - A_{11} \\ A_{21} \\ A_{31} \end{bmatrix} \quad (17)$$

별센서 두 개가 평행하지 않게 배치되어 있다면, 행렬  $\begin{bmatrix} A_{21} \\ A_{31} \end{bmatrix}$ 는 full column rank가 되고, 식 (17)의 rank를 줄이는  $z$ 는 존재하지 않는다.

별센서가 1개이면(예를 들어 식 (4)의 측정  $b$ 만 존재하는 경우), 식 (17)은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} zI_3 - A_{11} \\ A_{21} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} zI_3 - J^{-1}[h \times] \\ [b \times] \end{bmatrix} \sim \begin{bmatrix} zJ - [h \times] \\ [b \times] \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$h = [J\omega + LJ_W\Omega] = [h_1, h_2, h_3]^T$$

부호 ' $\sim$ '는 두 행렬이 같은  $z$  값에서 rank deficiency가 발생하는 것을 의미한다. 편의상 방향 벡터를  $b = [1, 0, 0]^T$ 로 하더라도, 수식의 일관성은 유지한다. 식 (18)은 다음과 같이 정리된다.

$$\begin{bmatrix} zJ - [h \times] \\ [b \times] \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} J_1 z & h_3 & -h_2 \\ -h_3 & J_2 z & h_1 \\ h_2 & -h_1 & J_3 z \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \sim \begin{bmatrix} z \\ -h_3 \\ h_2 \end{bmatrix} \quad (19)$$

방향 벡터에 수직인 방향으로 움직임이 없다면( $h_2 = h_3 = 0$ ),  $z = 0$ 의 영점이 생긴다. 우연히, 방향 벡터를 축으로 해서 회전운동하고 있는 경우이다. 참고문헌 [3]에서 언급한 ‘unobservable stationary motion’에 해당한다. 그러나 평행하지 않은 두 개의 별센서를 사용하면 이러한 문제점은 없어지고 영점은 존재하지 않기 때문에 미지 입력 관측기의 설계는 가능하다.

### 3.2 시뮬레이션을 통한 검증

시뮬레이션을 위한 파라미터는 Table 1에 나타내었다. 입력과 고장은 시간에 따라 변하는 것으로 가정하였다(식 (20) 참고). 센서의 노이즈는 화이트 가우시안( $\sigma_b, \sigma_c, \sigma_\Omega$ )으로 가정하였다.

$$\mathbf{u}_c = \begin{bmatrix} 0.011 \sin(0.11t) \\ -0.012 \cos(0.03t) \\ -0.013 \sin(0.05t) \\ 0.014 \cos(0.07t) \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$\begin{cases} d_1 = 0.02 & 100 < t < 140 \\ d_2 = -u_2 & 120 < t < 180 \\ d_3 = -u_3 + 0.1J_w\Omega_3 & 170 < t < 200 \\ d_4 = -0.7u_4 & 160 < t < 220 \end{cases}$$

고장은 다음과 같이 추정한다.

$$\mathbf{d}(t-\Delta t) = E^L \left[ \dot{\hat{\mathbf{x}}} - A(\hat{\mathbf{x}})\hat{\mathbf{x}} - B\mathbf{u}_c \right]_{t-\Delta t} \quad (21)$$

$$\simeq E^L \left[ \frac{\hat{\mathbf{x}}^+ - \hat{\mathbf{x}}}{\Delta T} - A(\hat{\mathbf{x}})\hat{\mathbf{x}} - B\mathbf{u}_c \right]_{t-\Delta T}$$

$E^L$ 은  $E$ 의 좌측 역행렬( $E^L E = I$ )이다.  $\hat{\mathbf{x}}^+$ 는  $\hat{\mathbf{x}}$ 보다 한 스텝 이후의 값이다. 결과적으로 현재 시간보다 한 스텝 이전의 고장 값이 추정된다. 차분하는 과정에서 노이즈의 증폭을 줄이기 위하여 이동평균을 이용하였다(부록 참고).

Figure 2는 고장 입력, 위성의 쿼터니언, 각속도, 휠 각속도의 변화를 보인 것이다. Fig. 3과 4는 행렬  $R$ 의 값을 달리했을 때, 고장 추정 결과이며, Fig. 5는 두 경우에 대한 각속도 추정오차의 norm이다. Kalman 필터 이론에 따라,  $R$ 을

Table 1. Parameters for simulation

Parameters	Unit	Parameters	Unit
$J = \text{diag}[30, 30, 40]$	kg-m <sup>2</sup>	$J_w = 0.003$	kg-m <sup>2</sup>
$\mathbf{q}_0 = [0.5, 0.2, -0.8, 0.27]$	-	$\omega_0 = [-4, 1, 2] \times 10^{-2}$	rad/s
$\Omega_0 = [1, 2, 1, -1] \times 100$	rpm	$\alpha = 45$	degree
$\mathbf{b}_0 = [1, 0, 0]$	-	$\mathbf{c}_0 = [0, 1, 0]$	-
$Q = I_{13}$	-	$R = 0.1I_{10} / 100I_{10}$	-
$\sigma_b, \sigma_c = 0.001$	-	$\sigma_\Omega = 0.1 / 0.5$	rad/s

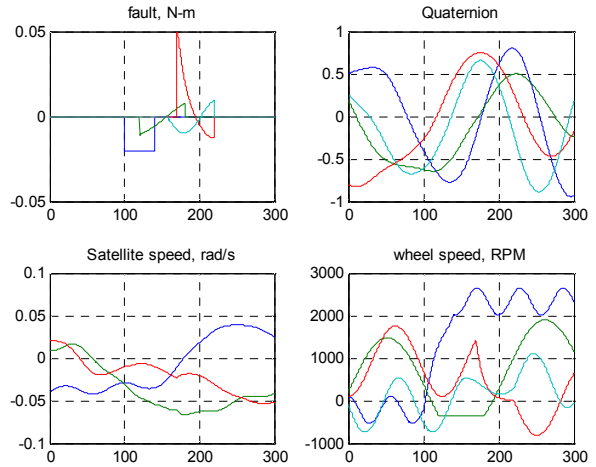


Fig. 2. Reference States of a satellite : faults, quaternion, satellite speeds, wheel speeds.

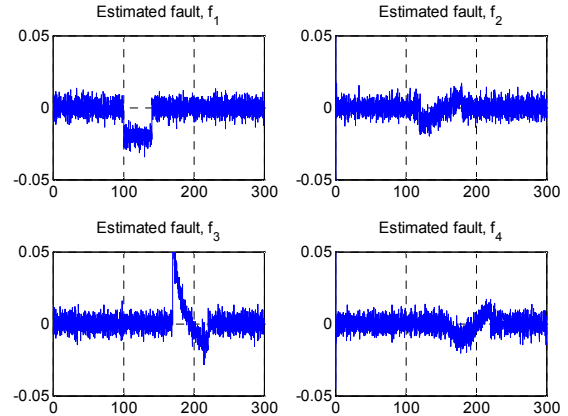


Fig. 3. Simulation results with  $R = 0.1 I_3$ ,  $\sigma_\Omega = 0.5 \text{ rad/s}$ : satellite speed, faults

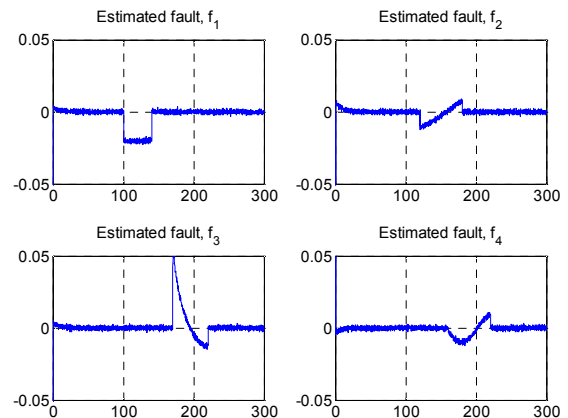


Fig. 4. Simulation results with  $R = 100 I_3$ ,  $\sigma_\Omega = 0.1 \text{ rad/s}$ : satellite speed, faults

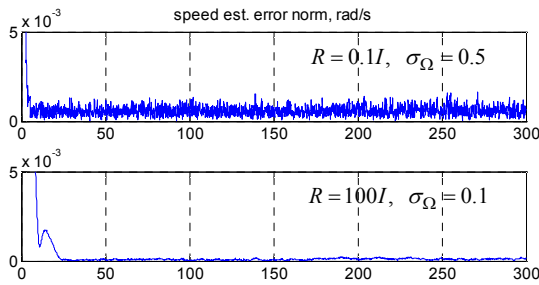


Fig. 5. Simulation results: speed estimation error norms

증가시키면 process 모델에 대한 의존성이 높아지면서 측정값에 대한 의존도가 줄어든다. 반면에  $R$ 을 낮추면, 모델 오차 등에 대한 민감도가 줄어든다. 적절한 값을 선정하는 것이 중요하다.

고장에 대한 추정은 휠 각속도 측정 잡음의 영향을 많이 받는다. 고장의 크기가 작은 경우에는 검출되지 않을 수 있다(fault missing). 그렇지만 각속도 추정에는 영향을 미치지 않는다. 각속도 추정은 별센서의 출력과 관련 있기 때문이다 (식 (6) 참고). 고장 검출의 정확도와 고가의 휠에 대한 투자 간의 적절한 균형이 필요하다.

#### IV. 결 론

위성의 각속도를 추정하고 반작용 휠의 고장을 검출하기 위한 방법으로 비선형 미지입력 관측기를 제안하였다. 특히, 관측기 설계에 SDRE (State-dependent Riccati Equation) 기법을 적용하여, 선형시스템에 대한 설계이론을 활용하였다. 다양한 고장을 가정한 시뮬레이션에서 각속도와 고장 추종성능을 검증하였다. 별센서를 가정하였지만, 지자계 센서와의 조합도 가능하다. 향후, 소형위성에의 응용이 가능할 것으로 기대하며, 이를 위한 추가적인 연구를 진행할 계획이다.

#### References

- 1) Carmi, A., and Oshman, Y., "Fast particle filtering for attitude and angular rate estimation from vector observations," *Journal of Guidance Control, and Dynamics*, Vol.32, No.1, 2009, pp.70~78.
- 2) Tortora, P., et. al. "Spacecraft angular rate estimation from magnetometer data using an analytic predictor," *Journal of Guidance Control, and Dynamics*, Vol. 27, No. 3, 2004, pp.365~373.
- 3) Oshman, Y., and Dellus, F., "Spacecraft

angular velocity estimation using sequential observation of a single directional vector," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 40, No. 2, 2003, pp.237~247.

- 4) Harman, R., and Bar-Itzhack, I., "Pseudolinear and state-dependent Riccati equation filters for angular rate estimation," *Journal of Guidance Control, and Dynamics*, Vol. 22, No. 5, 1999, pp.723~725.

- 5) Azor, R., et. al., "Satellite angular rate estimation from vector measurements," *Journal of Guidance Control, and Dynamics*, Vol. 21, No. 3, 1998, pp.450~457.

- 6) Bar-Itzhack, I., "Classification of algorithms for angular velocity estimation," *Journal of Guidance Control, and Dynamics*, Vol. 24, No. 2, 2001, pp.214~218.

- 7) Azor, R., et. al., R., "Angular rate estimation using delayed quaternion measurements," *Journal of Guidance Control, and Dynamics*, Vol. 24, No. 3, 2001, pp.436~443.

- 8) Choi, K. and Park, C., "Design of fault isolator of satellite reaction wheel system using dual filter and multi-hypothesis extended Kalman filter," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 12, 2009, pp.1225~1231.

- 9) Choi, K. and Park, C., "Fault isolation technique of reaction wheels using star tracker measurement," *Proceedings of the 2009 KSAS Fall Conference*, 2009.11, pp.962~965.

- 10) Tudoroiu, et. al., "Real-time embedded fault detection estimators in a satellite's reaction wheels," *Proceedings of the International Multiconference on Computer Science and Information Technology*, 2010, pp.759~766.

- 11) Tudoroiu, N., and Khorasani, K., "Fault detection and diagnosis for satellite's attitude control system using an interactive multiple model approach," *Proceedings of the 2005 IEEE Conference on Control Applications*, 2005, pp.1287~1292.

- 12) Tudoroiu, N., et. al., "Interactive bank of unscented Kalman filters for fault detection and isolation in reaction wheel actuators of satellite attitude control system," *Proceedings of the 32nd Annual Conference on IEEE Industrial Electronics*, 2006, pp.264~269.

- 13) Meskin, N., and Khorasani, K., "Fault detection and isolation in a redundant reaction wheels configuration of a satellite," *Proceedings of the*

*IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics*, 2007, pp.3153~3158.

14) Jiang, T., and Khorasani, K., "A fault detection, isolation and reconstruction strategy for a satellite's attitude control subsystem with redundant reaction wheels," *Proceedings of the IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics*, 2007, pp.3146~3152.

15) Talebi, H., et. al., "Fault detection and isolation for uncertain nonlinear systems with application to a satellite reaction wheel actuator," *Proceedings of the IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics*, 2007, pp.3140~3145.

16) Tudoroiu, N., and Khorasani, K., "Satellite fault diagnosis using a bank of interacting Kalman filters," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 43, No. 4, 2007, pp.1334~1350.

17) Jin, J. and Yong, K., "Fault detection of a spacecraft's reaction wheels by extended unknown input observer," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Vol. 17, No. 11, 2011, pp.1138~1144.

18) Bang, H., Tahk, M., and Choi, H., "Large angle attitude control of spacecraft with actuator saturation," *Control Engineering Practice*, Vol. 11, No. 9, 2003, pp.989~997.

19) Lee, H., "A study on the determination of star sensors mounting direction for remote sensing satellites," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 35, No. 8, 2007, pp.735~740.

20) Wang, S., et. al., "Observing the states of systems with unmeasurable disturbances," *IEEE Transaction on Automatic Control*, Vol. 20, No. 5, 1975, pp.716~717.

21) Jin, J, et. al., "Time-delayed state and unknown input observation," *International Journal of Control*, Vol. 66, 1997, pp. 733-745.

22) Yang, C., et. al., "Research on the Design of Helicopter Nonlinear Optimal Controller using SDRE Technique," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 36, No. 12, 2008, pp.1152~1162.

23) Kim, S. and Kwon, S., "SDRE Based Nonlinear Optimal Control of a Two-Wheeled Balancing Robot," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Vol. 17, No. 10, 2011, pp.1037~1043.

24) Mracek, C., et. al., "A new technique for nonlinear estimation," *Proceedings of the 1996 IEEE International Conference on Control Applications*, 1996, pp.338~343.

25) Cloutier, J., "State-dependent Riccati equation techniques: an overview," *Proceedings of the 1997 American Control Conference*, Vol. 2, 1997, pp.932~936.

## 부 록

▶ 식 (17) 유도:

$$\begin{bmatrix} zI_3 - A_{11} & 0 & 0 & 0 & -B_1 \\ -A_{21} & zI & 0 & 0 & 0 \\ -A_{31} & 0 & zI & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & zI & J_W^{-1} \\ 0 & I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I & 0 \end{bmatrix} \sim \begin{bmatrix} zI_3 - A_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{21} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{31} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & J_W^{-1} & 0 \\ 0 & I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I & 0 \end{bmatrix}$$

▶ 차분계산(이동평균 윈도우 사이즈 = 5):

$$\frac{\hat{\mathbf{x}}^+ - \hat{\mathbf{x}}}{\Delta T} \rightarrow \frac{\tilde{\mathbf{x}}^+ - \tilde{\mathbf{x}}}{\Delta T} = \frac{\hat{\mathbf{x}}(t) - \hat{\mathbf{x}}(t-5\Delta t)}{5\Delta t}$$

$$\tilde{\mathbf{x}}^+ = \frac{1}{5} [\hat{\mathbf{x}}(t) + \dots + \hat{\mathbf{x}}(t-4\Delta T)]$$

$$\tilde{\mathbf{x}} = \frac{1}{5} [\hat{\mathbf{x}}(t-\Delta t) + \dots + \hat{\mathbf{x}}(t-5\Delta T)]$$