

태양센서를 이용한 인공위성의 자세보정기법

A Satellite Attitude Compensation Scheme Using Sun Sensor

이 성 호, 유 준*, 임 유 철, 곽 휘 권

(Sung-ho Rhee, Joon Lyou, You-chol Lim, and Hwy-Kuen Kwak)

Abstract : This paper presents an attitude determination scheme for the Science and Technology Satellite-2(STSAT-2) using Fine Digital Sun Sensor(FDSS). The FDSS has been developed for STSAT-2, and exhibits the accuracy of 0.032degree in 1 σ . To be specific, the attitude information from the sensor is exploited to compensate for Fiber Optic Gyro(FOG) mounted on STSAT-2, and Kalman filter model is derived and implemented. To show the effectiveness of the present compensation scheme, computer simulations have been carried out resulting in the attitude errors within a bound.

Keywords : STSAT-2, Fine Digital Sun Sensor(FDSS), attitude determination, extended Kalman Filter

I 서론

인공위성 시스템은 여러 가지 측정센서를 사용하여 위성 자신의 자세를 인식하는 자세결정기술과 위성체를 원하는 자세로 이동시키기 위한 자세제어기술로 구성된다.

현재 인공위성의 자세결정을 위한 센서로는 태양센서, 지자기 센서, 지구 지평선 센서, 자이로 및 별센서가 사용되고 있다. 주 임무에 따라 다르지만 우주를 관찰하거나 태양을 관측하거나 지구를 관측할 때 각각의 경우 가장 효과적인 자세결정 방법이 사용되어야 한다. 본 논문은 2008년 발사에 예정인 과학기술위성2호에 탑재될 정밀 디지털 태양센서(FDSS)와 3축 자이로를 주 자세결정용 센서로 사용하여 자세결정을 위한 기법을 연구하는 것이다[9]. 즉, 별센서의 도움없이 디지털 태양센서만을 사용하여 인공위성의 자세보정을 할 수 있는 기법을 연구하는 것이다.

이와 같은 연구를 수행하게 된 배경은 다음과 같다. 별센서는 정밀하지만 전력소모가 많고 위성체의 운동이 초당 0.5도 이하로 운동할 때 사용이 가능하며 태양광선에 노출되면 정밀도가 급격히 저하되는 등 사용상 어려움이 따른다. 반면에 태양센서의 경우 정밀도 측면에서는 별센서보다 낮지만 소형으로 제작이 가능하며 전력소모가 적고 별센서에 비하여 넓은 FOV(Field of View)를 갖는 등의 장점이 있다. 그러나 태양센서는 2축만을 측정하는 센서이므로 3축을 위한 자세결정은 할 수가 없다. 또한 현재 개발된 고정밀 태양센서는 별센서와 동일한 성능을 가진다[3]. 본 논문에서는 태양관측을 위한 자세제어용 센서로서 고정밀 태양센서를 별센서 대용으로 하고 요측에 대해서는 적절한 명령을 주면 3축 자세결정이 가능하리라 사료되어 본 연구를

수행하게 되었다[3,8].

따라서 본 논문에서 디지털 태양센서를 이용한 인공위성 자세보정기법을 새롭게 제안하고 이에 대한 성능검증을 위해 실제로 과학기술위성2호에 사용될 측정용 센서모델과 자세결정알고리즘을 MATLAB 프로그램으로 모델링하여 시뮬레이션을 수행하고 그 결과를 정리한다.

II 태양센서 시스템

태양센서(Fine Digital Sun Sensor: FDSS)의 기본원리를 설명하면 다음과 같다.

그림 1에서 보는 바와 같이 광학부의 원형 구멍을 통과하여 회절무늬를 포함한 광원이 CIS(CMOS Image Sensor)의 화소에 맺히고, 이때 태양광원과 회절광원이 CIS 화소에 의해 디지털 신호로 변환된다. 디지털 신호는 다시 FPGA로 공급되어 신호 처리된 후 마이크로프로세서로 제공된다. 이 신호는 다시 계산 알고리즘을 통하여 입사 각도를 계산하고 OBC(On-Board Computer)에 제공하게 된다.

그림 2는 태양센서가 측정하는 입사각을 나타낸 것으로, 태양광선이 센서면으로 입사되면 태양센서는 피치 축과 롤 축에 대하여 각각 α 와 β 의 각도를 측정할 수 있고 이를 통해 태양센서좌표계에서 태양에 대한 3축의 단위벡터를 구할 수 있다. 별센서의 경우 자세를 결정하기 위해 2개 이상이 관측된 별벡터가 요구되는데 태양은 1개 이므로 자세를 결정하는데 한계가 따른다. 하지만 일반적으로 인공위성

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2006. 9. 22., 채택확정 : 2007. 3. 21.

이성호 : 인공위성연구센터(shrhee@satrec.kaist.ac.kr)

유준 : 충남대학교 전자공학과

(jlyou@cnu.ac.kr/geniuskwak@cnu.ac.kr)

임유철 : 한국항공우주연구원(yclim1002@kari.re.kr)

※ 본 연구는 과학기술부 특정연구개발사업인 “과학기술위성2호 개발사업(과제번호 M102DB0100 02-05D0201-00210)”의 일환으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

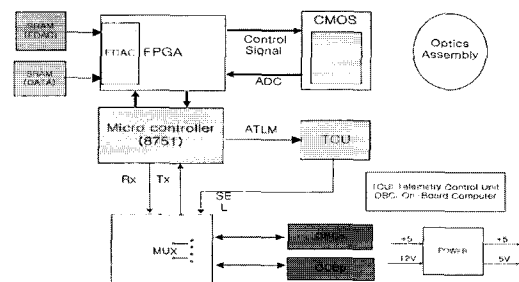
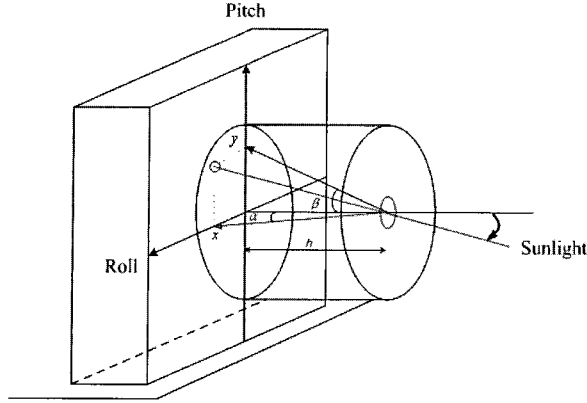


그림 1. 태양센서(FDSS) 구성도.

Fig. 1. FDSS configuration.



Sensor Platform

그림 2. 태양센서의 α, β 각 측정.

Fig. 2. α, β angle measurement for sun sensor.

의 경우 요(yaw)축에 대하여 각속도 명령을 영으로 명령하도록 하므로 요축의 자세는 변하지 않는다고 가정할 수 있으며, 이와 같은 환경하에서 태양센서 1개만으로 자세보정이 가능하게 된다.

센서에서 측정하는 피치 각 α 와 롤 각 β 를 구하는 식은 (1)과 (2)과 같다[5,6].

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{x}{h} \tag{1}$$

$$\beta = \tan^{-1} \frac{y}{h} \tag{2}$$

여기서 x 는 CIS표면의 중심에서 태양광선이 입사되는 픽셀까지의 롤 축의 거리, y 는 CIS표면의 중심에서 태양광선이 입사되는 픽셀까지의 피치 축의 거리, 그리고 h 는 CIS표면에서 입사구멍까지의 거리를 나타낸다.

그러면 위의 α, β 로부터 태양센서의 센서 좌표계에서의 시선 단위벡터 p^m 은 다음과 같이 주어진다.

$$p^m = \begin{bmatrix} \sin \alpha \cos \beta \\ \sin \beta \\ \cos \alpha \cos \beta \end{bmatrix} \tag{3}$$

III. 자세보정 알고리즘

1. 태양센서를 이용한 자세보정 원리

태양센서를 이용한 자세보정은 sun pointing을 기본자세로 한다. 그림 3에서 보듯이 태양센서의 센서좌표계에서의 단위시선벡터 p^m 은 앞의 (3)과 같이 측정되며, 지구중심 관성좌표계에서의 태양단위시선벡터는 p^i 는 (4)와 같이 계산된다. 여기서 γ 는 경도를 δ 는 위도를 나타낸다.

$$p^i = \begin{bmatrix} \cos(\gamma) \cos(\delta) \\ \sin(\gamma) \cos(\delta) \\ \sin(\delta) \end{bmatrix} \tag{4}$$

p^i 를 p^m 과 비교하기 위해 p^i 를 인공위성 동체좌표계로 변환하고 다시 태양센서좌표계로 변환하면 다음과 같이 표현된다[7].

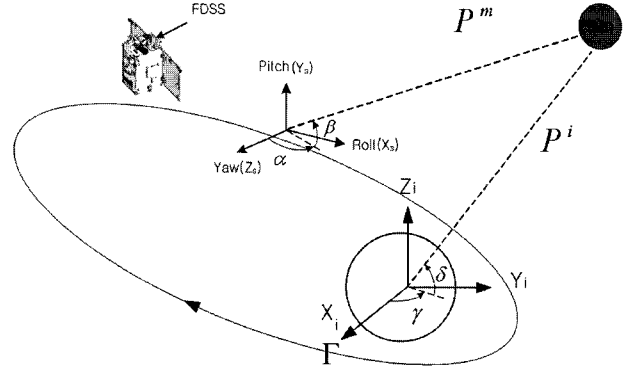


그림 3. 태양센서를 이용한 인공위성 자세보정 원리.

Fig. 3. Attitude compensation scheme using sun sensor.

$$\hat{p}^s(t) = C_b^s C_i^b p^i(t) \tag{5}$$

여기서 C_b^s 는 인공위성 동체좌표계에 대한 센서좌표계 변환행렬을 나타내고 C_i^b 는 지구중심관성좌표계에 대한 동체좌표계로의 변환행렬을 의미한다.

따라서 태양센서로부터 측정된 단위시선벡터 p^m 과 추정된 단위시선벡터 \hat{p}^s 와의 오차를 Δp 로 정의하면 아래 식으로 나타낼 수 있다.

$$\Delta p = p^m - \hat{p}^s + v \tag{6}$$

여기서 v 는 태양센서의 측정 잡음이다.

다시 \hat{p}^s 는 자세오차(Ψ)에 대하여 다음 관계식이 성립한다.

$$\begin{aligned} \hat{p}^s &= C_b^s C_i^b p^i = C_b^s [I - \Psi] C_i^b p^i \\ &= C_b^s C_i^b p^i - C_b^s \Psi C_i^b p^i \end{aligned} \tag{7}$$

$$\Psi = \begin{bmatrix} 0 & -\psi_z & \psi_y \\ \psi_z & 0 & -\psi_x \\ -\psi_y & \psi_x & 0 \end{bmatrix} \tag{8}$$

여기서 (8)의 Ψ 는 자세오차를 나타낸다. 따라서 자세보정 알고리즘의 원리는 태양센서로부터 측정된 잔여치에 포함되어 있는 자세오차 정보를 추출하여 인공위성의 자이로에서 계산된 자세정보를 보정하는 것이 가능함을 알 수 있다. 일반적으로 잔여치에 포함된 오차를 추정하는 알고리즘으로 칼만필터가 많이 사용되며 인공위성의 자세보정으로 (7)을 칼만필터에 적용하기 위해서는 좀 더 가공이 필요하다. 위의 자세오차 Ψ 는 아래 (24)의 쿼터니언으로 나타낸 자세행렬과 같음을 확인할 수 있다. 다음 절에서는 태양센서를 이용한 자세보정 알고리즘의 칼만필터 모델식을 유도한다.

2. 칼만필터 모델

인공위성의 자세를 나타내는 방법에는 방향코사인행렬, 오일러각 및 쿼터니언 등이 있다. 방향코사인행렬은 빠른 계산이 가능하고 여러 단계의 연속적인 좌표축의 변환을 나타내는데 편리하지만 9개나 되는 파라미터를 필요로 하는 단점이 있으며, 두 좌표계 사이의 회전을 나타내는 오일

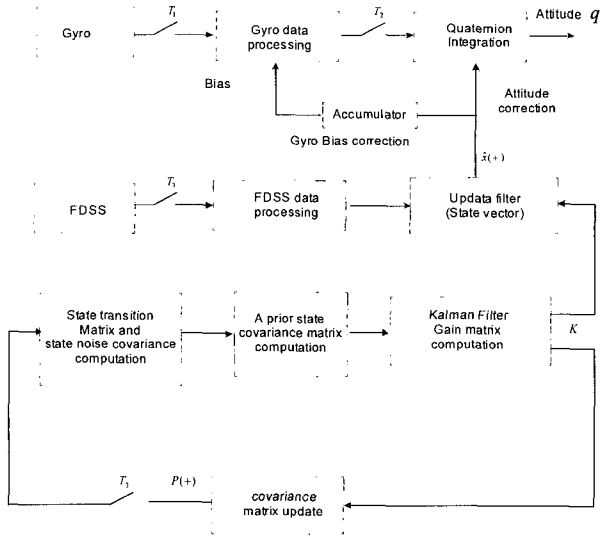


그림 4. 자이로와 태양센서를 이용한 자세보정 구성도.
 Fig. 4. Attitude compensation configuration using gyro and sun sensor(FDSS).

러각은 기하학적으로 정의가 명확해 시각화 시키는데 편리하나 계산상 특이점(singularity)에 빠질 수 있다는 단점이 있다. 반면 쿼터니언은 자세를 4개의 파라미터로 표현하는데 특이점에 빠지지 않으며 선형적으로 표현이 가능하고 컴퓨터로 구현이 용이하여 위성의 자세를 계산하는 변수로 많이 사용되고 있다[5].

따라서 본 논문에서도 쿼터니언으로 표현된 자이로 오차 모델을 칼만필터 상태방정식으로 사용한다. 그림 4는 본 논문에서 구현하려고 하는 자이로와 태양센서를 이용한 자세 결정 시스템의 구성도이다. 자이로는 T_1 초 간격으로 각속도의 증가분을 출력하고 자이로 데이터 처리 과정에서는 자세정보를 누적하여 척도계수(scale factor)를 곱해 보정한 후 그 결과를 동체 좌표계로 전환하여 쿼터니언 적분과정을 수행하고 T_2 초 간격으로 자세정보를 제공한다. 또한 태양센서는 수 초 간격으로 측정데이터를 제공하며 보통 평균과정과 계산과정을 포함한 데이터 처리과정을 거친다.

2.1 자이로 오차모델

쿼터니언의 4개의 파라미터중 3개는 회전축의 방향을 정의하며, 나머지 하나는 정의된 회전축에 대한 회전각을 나타낸다. 보통 자세의 변화가 적은 경우 즉 쿼터니언의 네 번째 요소는 unity에 가깝다. 그러므로 실제 자세정보는 3 vector 요소에 관련되어 있다. 따라서 인공위성과 같이 자세 변화가 적은 시스템의 경우 자세오차와 자이로 바이어스를 포함하여 6차의 상태변수를 사용하여도 큰 무리가 없는 것으로 알려져 있다[2].

오차 쿼터니언 $\delta \vec{q}$ 을 어떻게 정의하느냐에 따라 운동방정식이 서로 다른 특성을 가지게 되는데 본 논문에서는 3 vector를 평가하는데 보다 효과적인 것으로 알려져 있는 곱형 쿼터니언 자세오차를 사용한다[1].

$$\delta \vec{q} = \vec{q} \otimes \hat{q}^{-1} \quad (9)$$

여기에서 \vec{q} 는 실제 쿼터니언이고, \hat{q} 은 추정된 쿼터니언이다. 그리고 오차 쿼터니언의 회전이 작다고 가정하면 $\delta q_4 \approx 1$ 로 생각할 수 있으며 오차 쿼터니언의 미분방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{d}{dt} \delta \vec{q} = \begin{bmatrix} -\hat{\omega} \times \delta \vec{q} \\ 0 \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \delta \omega \\ 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

다시 $\delta \omega = \omega - \hat{\omega} = -\delta b - \eta_1$ 이므로, 아래와 같이 되고

$$\frac{d}{dt} \delta \vec{q} = -\hat{\omega} \times \delta \vec{q} - \frac{1}{2} (\delta b + \eta_1) \quad (11)$$

$$\frac{d}{dt} \delta \vec{q}_4 = 0 \quad (12)$$

이를 정리하면 최종 상태오차 방정식은 다음과 같이 주어진다.

$$\frac{d}{dt} \Delta \tilde{x}(t) = \bar{F}(t) \Delta \tilde{x} + \bar{G}(t) w(t) \quad (13)$$

여기서 상태오차변수 $\Delta \tilde{x}$, 공정잡음 w , 시스템 행렬 \bar{F} 와 잡음 입력 행렬 $\bar{G}(t)$ 는 각각 아래와 같이 정의된다[2].

$$\Delta \tilde{x} = [\delta q_1 \ \delta q_2 \ \delta q_3 : \Delta b_1 \ \Delta b_2 \ \Delta b_3]^T \quad (14)$$

$$w = [w_1 \ w_2 \ w_3 : w_4 \ w_5 \ w_6]^T \quad (15)$$

$$\bar{F}(t) = \begin{bmatrix} [\hat{\omega}(t)] - \frac{1}{2} I_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\bar{G}(t) = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$[\hat{\omega}] = \begin{bmatrix} 0 & \hat{\omega}_3 & -\hat{\omega}_2 \\ -\hat{\omega}_3 & 0 & \hat{\omega}_1 \\ \hat{\omega}_2 & -\hat{\omega}_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (18)$$

2.2 태양센서 측정모델

III장 1절에서 소개한 태양센서를 이용한 자세보정 원리를 바탕으로 쿼터니언으로 표현된 자이로오차모델에 적용가능한 측정방정식을 다음과 같이 새롭게 유도한다. 우선 $z(t)$ 는 다음과 같이 태양센서의 측정오차로 정의한다.

$$z(t) = p^m(t) - \hat{p}^s(t) + v(t) \quad (19)$$

여기서 $v(t)$ 는 평균이 0이고 공분산이 R인 백색잡음으로 가정한다.

(19)의 $p^m(t)$ 과 $\hat{p}^s(t)$ 는 주어진 쿼터니언에 대한 자세 행렬과 지구중심 관성좌표계에서의 태양관측벡터 $p^i(t)$ 로 아래와 같이 표현가능하다[4].

$$p^m(t) = A(\vec{q}) p^i(t) \quad (20)$$

$$\hat{p}^s(t) = A(\hat{\vec{q}}) p^i(t) \quad (21)$$

그리고 $A(\vec{q}) = A(\delta \vec{q}) A(\hat{\vec{q}})$ 임을 이용하여 다음과 같이 전개되며

$$z(t) = A(\vec{q}) p^i(t) - A(\hat{\vec{q}}) p^i(t) + v(t)$$

$$= A(\vec{q})p^i(t) - A^{-1}(\delta\vec{q})A(\vec{q})p^i(t) + v(t) \quad (22)$$

또한 $A^{-1}(\delta\vec{q}) = A(\delta\vec{q}^{-1})$ 과 $\delta\vec{q}^{-1} = [-\delta q_1 \ \delta q_2 \ \delta q_3]$ 의 관계로부터 다음과 같이 된다.

$$z(t) = A(\vec{q})p^i(t) - A(\delta\vec{q}^{-1})A(\vec{q})p^i(t) + v(t) \quad (23)$$

(23)의 $A(\delta\vec{q}^{-1})$ 를 다시 쓰면 아래와 같고

$$A(\delta\vec{q}^{-1}) \approx I_{3 \times 3} + \begin{bmatrix} 0 & -2\delta q_3 & 2\delta q_2 \\ 2\delta q_3 & 0 & -2\delta q_1 \\ -2\delta q_2 & 2\delta q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (24)$$

최종적으로 (24)를 (23)에 대입 정리하면 태양의 관측오차 $z(t)$ 는 다음과 같이 나타내어진다.

$$z(t) = 2 \begin{bmatrix} 0 & p^{m3} & -p^{m2} \\ -p^{m3} & 0 & p^{m1} \\ p^{m2} & 0 & -p^{m1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta q_1 \\ \delta q_2 \\ \delta q_3 \end{bmatrix} + v(t) \quad (25)$$

즉,

$$z(t) = H(t)x(t) + v(t) \quad (26)$$

$$H(t) = \begin{bmatrix} 0 & 2p^{m3} & -2p^{m2} & 0 & 0 & 0 \\ -2p^{m3} & 0 & 2p^{m1} & 0 & 0 & 0 \\ 2p^{m2} & -2p^{m1} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (27)$$

IV. 시뮬레이션 결과

과학기술위성2호의 자세결정을 위한 요구조건은 롤 축과 피치 축에 대하여 자세오차가 0.05°(1σ) 이하이어야 한다. 따라서 성능검증을 위해 아래 그림과 같이 시뮬레이션을 구성하였으며 오차분석을 위해 32회 이상의 몬테칼로(Monte-carlo) 시뮬레이션을 수행하였다. 전문력을 이용하여 기준좌표를 설정하였고 태양센서인 FDSS의 측정값이 기준좌표에 대하여 최소오차특성을 가지도록 하였다. 그리고 궤도주기는 102분이고 eclipse는 평균 36분으로 설정하였다.

실제 운영할 때는 eclipse에 들어가기 전과 후에는 저 정밀 sun pointing의 자세를 유지한다. 이후 안정된 상태가 유지하고 FDSS를 이용한 정밀 sun pointing을 수행한다.

시뮬레이션하기 위한 센서들의 규격과 파라미터들을 실제 과학기술위성2호에 탑재된 센서를 고려하여 다음과 같이 설정하였다.

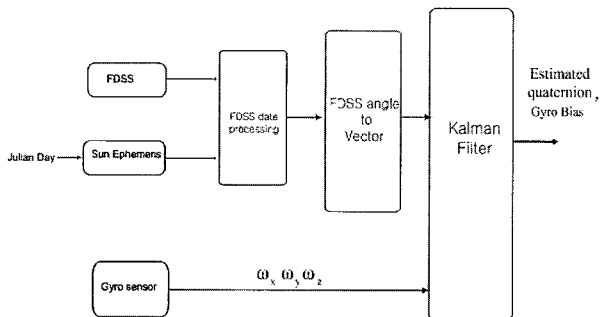


그림 5. 시뮬레이션 구성도.
Fig. 5. Simulation configuration.

표 1. 태양센서 규격표.

Table 1. FDSS specification.

항목	규격	비고
Accuracy	0.032°(1σ)	(2-axis)
FOV	20°×20°	
Power	0.7W@Normal	
Weight.	0.9Kg	

표 2. 자이로 규격표.

Table 2. Gyro specification.

항목	규격	비고
Accuracy	3°/hr(1σ)	안정온도
Dynamic Range	> 1000°/sec	
Random walk	0.15°/√h	
Power	2W, +5V	

표 3. 시뮬레이션 파라미터.

Table 3. Simulation parameter.

Integration time	0.1 sec
Sensor Sampling time	10Hz
FDSS standard deviation	0.032 (1σ)
FOV of FDSS	20° × 20°
Spin rate	0° / s
Initial attitude	Roll 1°, Pitch: -1°, Yaw: 0
Gyro drift	3°/h, 1σ (stable temp)
Gyro Random Walk	0.15/√h

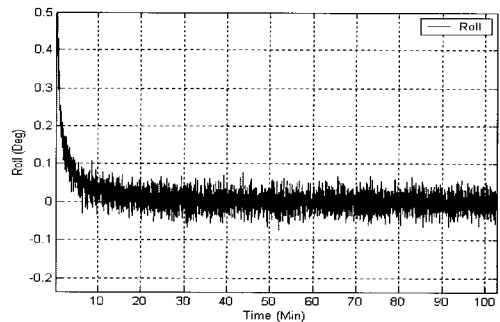


그림 6. Roll 축의 자세결정 오차.
Fig. 6. Roll axis attitude determination error.

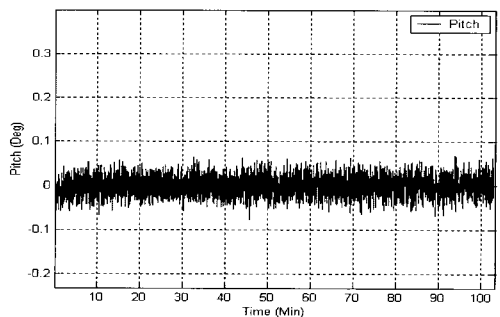


그림 7. Pitch 축의 자세결정 오차.
Fig. 7. Pitch axis attitude determination error.

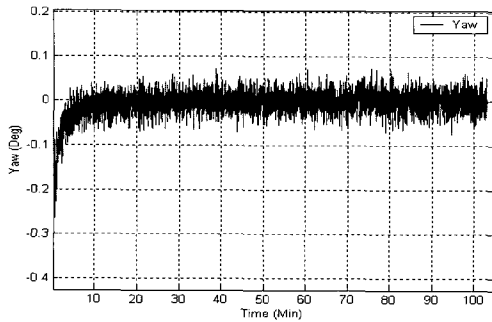


그림 8. Yaw 축의 자세결정 오차.
Fig. 8. Yaw axis attitude determination error.

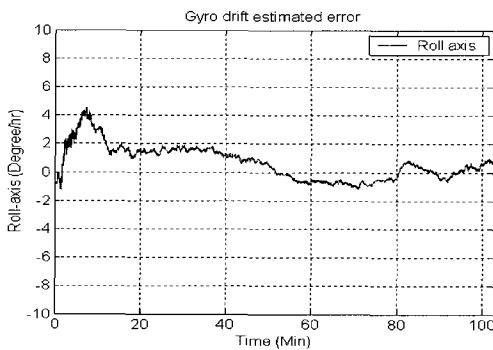


그림 9. Roll 축의 자이로 표류 추정 오차.
Fig. 9. Roll axis gyro drift estimated error.

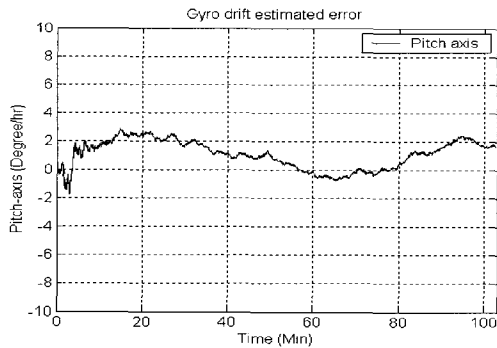


그림 10. Pitch 축의 자이로 표류 추정 오차.
Fig. 10. Pitch axis gyro drift estimated error.

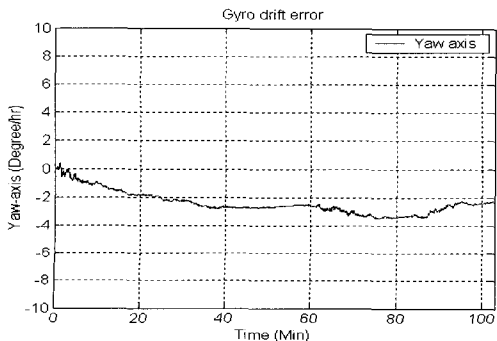


그림 11. Yaw 축의 자이로 표류 추정 오차.
Fig. 11. Yaw axis gyro drift estimated error.

그림 6과 7은 롤축과 피치축의 자세결정 오차를 나타내고 있다. 두 축 모두 요구한 정밀도를 만족하고 있음을 확인할 수 있다. 절대적인 3축 자세정보는 저 정밀 자세결정 모드에서 획득하고 FDSS를 이용한 sun pointing 모드에서는 자세 제어명령으로 요축에 제로를 주면 요축의 자세결정 오차는 요축 자이로의 드리프트 값에만 영향을 받게 된다. 따라서 위성의 동적특성에 의해서 요축의 오차는 롤 및 피치축의 영향을 받아 오차가 발생하게 된다.

그림 9와 10은 롤 축과 피치축의 자이로 표류 추정 오차를 나타내고 있다. 두 축 모두 3°/hr의 요구 조건을 만족한다. 그림 11의 요축도 3°/hr를 벗어나지 않고 수렴 하였다. 그런데 드리프트오차가 모두 제로에 수렴하면 가장 바람직 하지만 실제로 자이로 규격 3°/hr를 만족하면 목표를 달성한 것으로 사료된다. 위의 특성을 비교를 하기위해 가장 많이 사용하고 있는 자세제어용 센서인 지자기센서와 태양센서 그리고 별 센서만을 이용하여 동일한 시뮬레이션 조건에서 오차특성을 분석하여 보았다. 시뮬레이션에 사용된 지자기센서와 별 센서의 규격은 다음과 같다.

그림 12, 13 그리고 14는 태양센서와 지자기센서를 함께 사용하여 자세보정을 한 것으로 보는 바와 같이 롤 축, 피치 축 그리고 요 축 모두 태양센서만을 사용하였을 때와 유사하게 0.05도이하의 오차를 나타내고 있음을 확인할 수 있다.

표 4. 지자기센서 규격표.

Table 4. Magnetometer specification.

항목	규격	비고
Resolution	30nT(1σ)	(3-axis)
Dynamic range	±100μT	Each axis
Power	0.5W@Normal	

표 5. 별 센서 규격표.

Table 5. Star tracker specification.

항목	규격	비고
Accuracy	1arcmin(1σ)	R,P,Y axis
Sensitivity	≤ 6mv	
Power	12W@Normal	

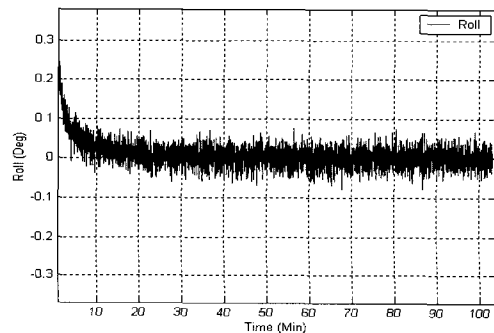


그림 12. Roll 축의 자세결정 오차.
Fig. 12. Roll axis attitude determination error.

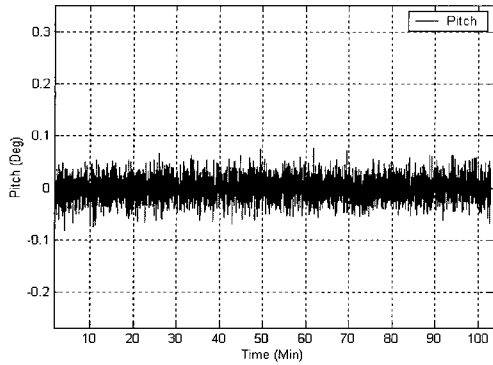


그림 13. Pitch 축의 자세결정 오차.
Fig. 13. Pitch axis attitude determination error.

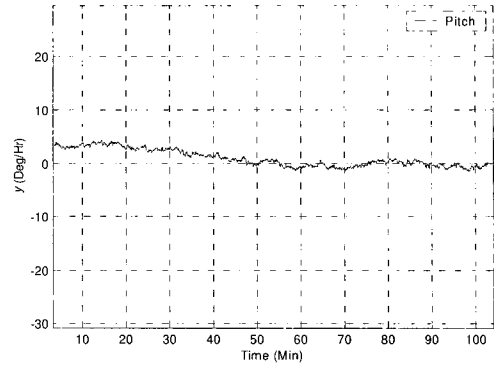


그림 16. Pitch 축의 자이로 표류 추정 오차.
Fig. 16. Pitch axis gyro drift estimated error.

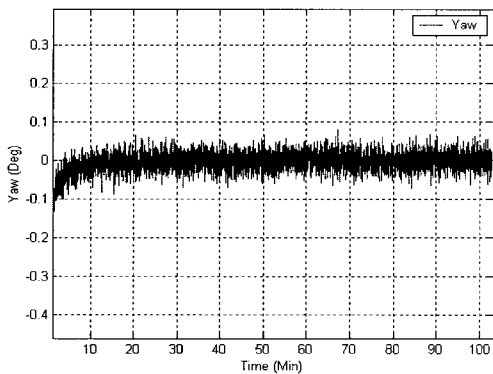


그림 14. Yaw 축의 자세결정 오차.
Fig. 14. Yaw axis attitude determination error.

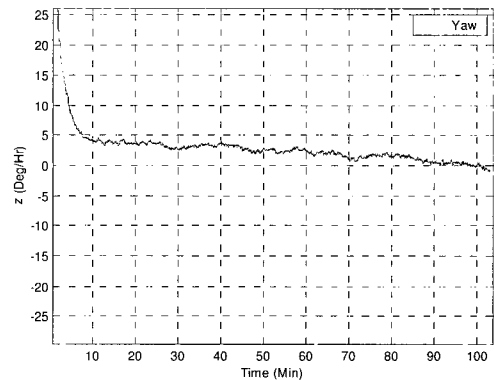


그림 17. Yaw 축의 자이로 표류 추정 오차.
Fig. 17. Yaw axis gyro drift estimated error.

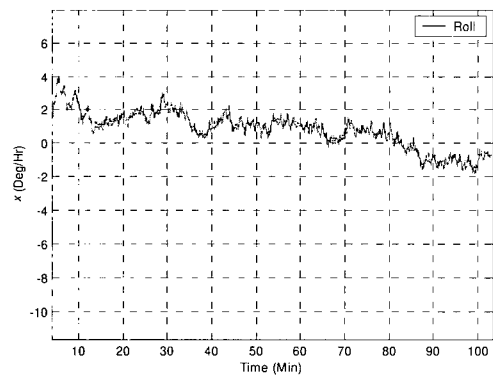


그림 15. Roll 축의 자이로 표류 추정 오차.
Fig. 15. Roll axis gyro drift estimated error.

수 있다.

다음 그림들은 표 5의 규격을 만족하는 별 센서를 이용하여 시뮬레이션을 수행한 오차특성으로 자세결정오차는 0.05도 이하의 정밀도를 만족하고 있음을 확인할 수 있다.

그림 21, 22 및 23과 같이 롤, 피치 및 요축의 자이로 표류 추정오차는 시간이 지남에 따라 3°/hr 이하의 규격을 모두 잘 만족하고 있다. 이것은 정밀도가 높은 별 센서를 사용한 것이므로 충분히 예측된 결과이다.

그림 15와 16에서 보는 바와 같이 자이로의 드리프트 추정오차도 규격으로 수렴하고 있음을 알 수 있다. 하지만 요축의 자이로 드리프트 추정오차는 그림 11과 같이 드리프트 추정오차가 나머지 다른 축들과 비교하여 상대적으로 크다는 것을 확인할 수 있다. 이것은 요축에 대한 정보는 상대적으로 정밀도가 떨어지는 저 정밀 지자기 센서에 의해서 보정을 받기 때문에 나타난 것으로 해석된다. 따라서 고 정밀 태양센서에 고 정밀 지자기 센서를 결합하면 좀 더 안정적인 고 정밀 자세결정을 수행할 수 있음을 예상할

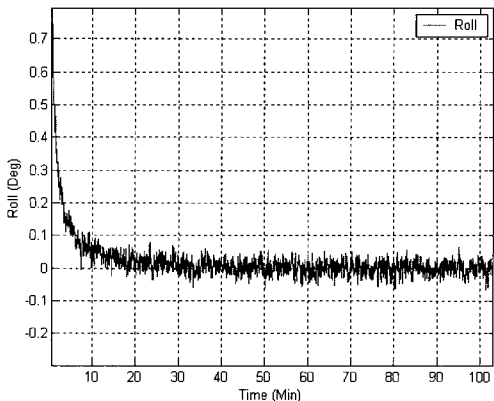


그림 18. Roll 축의 자세결정 오차.
Fig. 18. Roll axis attitude determination error.

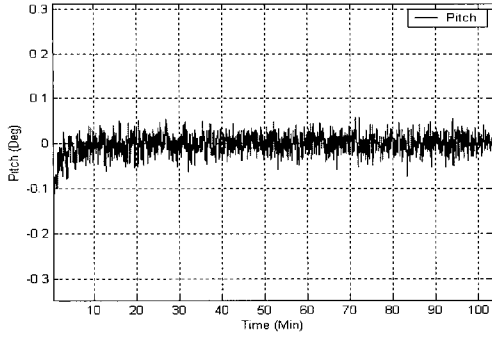


그림 19. Pitch 축의 자세결정 오차.
Fig. 19. Pitch axis attitude determination error.

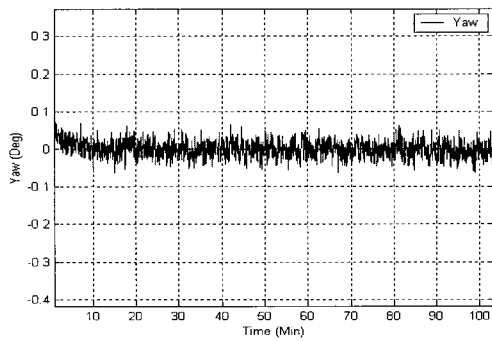


그림 20. Yaw 축의 자세결정 오차.
Fig. 20. Yaw axis attitude determination error.

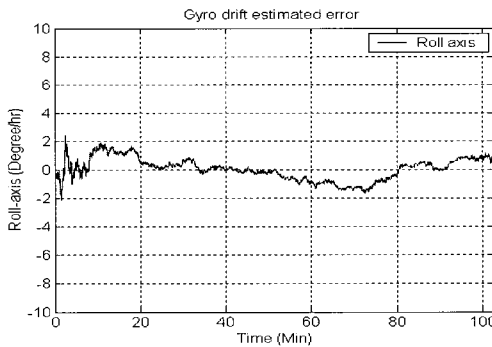


그림 21. Roll 축의 자이로 표류 추정 오차.
Fig. 21. Roll axis gyro drift estimated error.

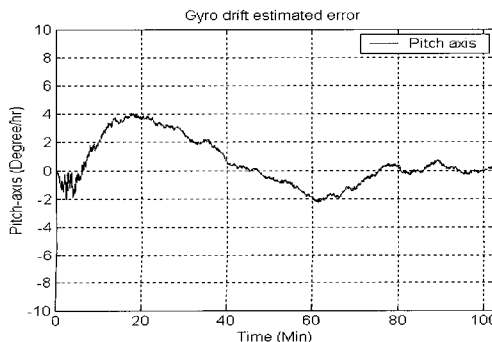


그림 22. Pitch 축의 자이로 표류 추정 오차.
Fig. 22. Pitch axis gyro drift estimated error.

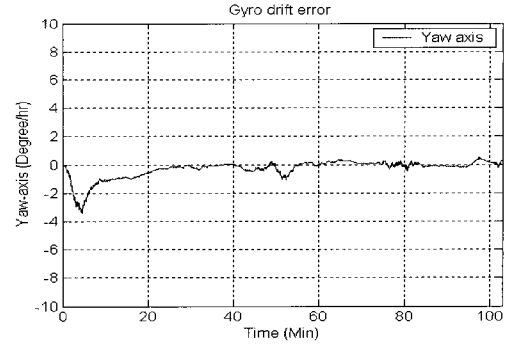


그림 23. Yaw 축의 자이로 표류 추정 오차.
Fig. 23. Yaw axis gyro drift estimated error.

표 6. 시뮬레이션 결과.
Table 6. Simulation results.

오차	태양센서	태양센서+ 지자기센서	별센서
자세결정오차	$<0.05^\circ$	$<0.05^\circ$	$<0.04^\circ$
표류추정오차	$<\pm 3^\circ/h$	$<\pm 3^\circ/h$	$<\pm 2^\circ/h$

표 6과 같이 나타난 결과를 볼 때 태양센서만을 가지고도 자세결정이 가능하다는 것을 확인 할 수 있다.

V. 결론

본 연구는 태양센서를 이용한 인공위성의 자세보정기법을 새롭게 제안하였으며, 자세보정을 위한 칼만 필터의 측정방정식을 유도하였다. 또한 제안된 보정기법의 성능검증을 위하여 실제 시스템에 맞게 센서규격 및 시뮬레이션 파라미터들을 선정하여 시뮬레이션을 수행하였고, 자세결정 오차특성을 확인하였다.

시뮬레이션 결과를 통하여 롤 및 피치 축에 대한 태양센서의 측정벡터인 2축 정보만을 가지고 3축의 자세결정이 가능함을 확인하였으며 고 정밀 태양센서와 고 정밀 자이로를 이용하면 고정밀의 자세결정 특성을 얻을 수 있을 것으로 예측된다. 따라서 태양센서가 고가의 별센서를 대체하여 인공위성의 자세보정으로 적용 가능성을 확인하였다. 그러나 요축의 자이로 드리프트 추정오차는 항상 오차를 보유하게 되어 완전하게 수렴 되지 않는다.

추후 과제로는 태양센서를 이용한 자세보정오차가 자세 제어시스템에 미치는 영향을 분석하여 좀 더 실질적인 정밀도 및 자세지향안정성에 대하여 분석할 필요가 있어 이에 대한 연구를 수행할 계획이다.

참고문헌

[1] F. L. Markley, "Multiplicative vs. additive filtering for space attitude determination," *Journal of Guidance and Control*, vol. 26, no. 2, pp. 311-317, 2003.
 [2] E. J. Lefferts, F. L. Markley, M. D. Shuster, "Kalman filtering for space attitude estimation," *Journal of Guidance and Control*, vol. 5, no. 5, pp. 417-429, 1982.
 [3] K. Ninomiya, "In-orbit performance of solar-A attitude

control system,” American Astronautical Society, vol 78, pp. 580-583, 1992.

- [4] 송용규, 심규성, “인공위성의 자세결정에 관한 연구,” 한국 항공대학 논문집, pp. 80-81, 1997.
- [5] 조상우, “인공위성 자세 결정을 위한 오일러각 추정에 관한 연구,” 한국과학기술원 석사학위 논문, 1997.
- [6] 정재우, “별 센서를 이용한 독립항법 시스템연구,” 한국과학기술원 석사학위 논문, pp. 62-88, 2002.

- [7] 임정빈, “전자광학센서를 이용한 관성항법장치의 보정 기법,” 충남대학교 석사학위 논문, pp. 35-37, 2004.
- [8] 안효성, “태양획득모드에서 저궤도 위성의 자세결정 알고리즘,” 한국항공우주학회지, pp. 82-86, 2001.
- [9] 이성호, “과학기술위성 2호(STSAT-2)의 고 정밀 디지털 태양센서(FDSS)설계 및 분석,” 한국항공우주학회지, pp. 93-87, 2005.

기호

i : 지구중심 관성좌표계(X, Y, Z)
 s : 태양센서좌표계 (X_s, Y_s, Z_s)
 p^m : 센서로부터 측정된 시선 단위벡터
 p^i : 관성 좌표계의 시선 단위벡터
 \hat{p}^s : 계산된 시선 단위벡터
 C_A^B : A 좌표계로부터 B 좌표계로의 좌표변환행렬
 $(\hat{\cdot})$: 계산된 값을 표현하는 기호

\vec{q} : 쿼터니언 벡터
 α : 태양센서의 피치 각
 β : 태양센서의 롤 각
 γ : 관성좌표계에서의 적경
 δ : 관성좌표계에서의 적위
 $A(\cdot)$: 주어진 쿼터니언에 대한 자세행렬



이 성 호

1992년 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 졸업. 2006년 충남대학교 전자공학과 석사 졸업. 현재 한국과학기술원 인공위성 연구 센터 재직중. 관심분야는 자세제어용 센서, 자율항행 시스템 알고리즘연구, 자세제어.



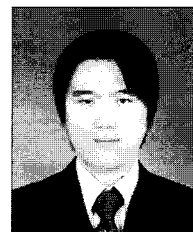
유 준

1978년 서울대 전자공학과 졸업. 1984년 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 박사. 1997년~1998년 미국 캘리포니아 주립대학교 방문교수. 1984년~현재 충남대학교 정보통신공학부 교수. 관심분야는 산업 공정제어, 센서 신호 처리, IT 기반 로봇, 항법시스템 등.



임 유 철

1998년 충남대학교 학사 및 2003년 동대학원 박사 졸업. 현재 한국항공우주연구원 재직중. 관심분야는 제어 및 항법시스템, 로켓탑재시스템 등.



곽 휘 권

2005년 충남대학교 전자공학과 학사 졸업 및 현재 동 대학원 석·박사 통합 과정. 관심분야는 제어, 영상 및 신호 처리, 항법시스템, 센서 및 산업 공정.