

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(7), 609-618(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.7.609

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

CNUSAIL-1 큐브위성의 자세결정 알고리즘 설계 및 성능분석

김경훈**, 김승균*, 석진영**, 김종래***

Attitude Determination Algorithm Design and Performance
Analysis for CNUSAIL-1 Cube SatelliteGyeonghun Kim**, Seungkeun Kim*, Jinyong Suk** and Jong-Rae Kim***
Chungnam National University***, University of Leeds***

ABSTRACT

This paper discusses the attitude determination of the CNUSAIL-1 cube-satellite. The primary mission of the CNUSAIL-1 is sail deployment and operation in low Earth orbit, and the secondary mission is to look into influence of the sail deployment on satellite attitude and orbit. The attitude determination strategy is proposed depending on three mission phases, and its performance and applicability are verified through numerical simulations. This study considers the following sensors: Sun sensors and a three-axis magnetometer as attitude reference sensors, and a three-axis MEMS gyroscope as an inertial attitude sensor. Because sensors used for cube satellites have relatively low performances and worse noise characteristics, an Extended Kalman filter (EKF) is applied to attitude determination. Additionally, it has the merits to deal with the Gaussian noises and to predict the attitude even with no measurements from reference attitude sensors, especially in the eclipse of the cube satellite. The performance of the EKF is compared to a deterministic attitude determination technique, QUEST(QUaternion ESTimation).

초 록

CNUSAIL-1은 태양돛을 탑재한 3U 크기의 큐브위성이다. 저궤도에서 태양돛을 전개하고, 이에 따른 자세와 궤도에 대한 영향을 확인하는 임무를 수행한다. 본 논문에서는 CNUSAIL-1을 위한 자세결정 알고리즘의 구현 가능성을 제시하였다. 위성의 기준센서는 태양센서, 3축 지자기센서를 이용하며, 관성센서는 MEMS 자이로센서를 사용한다. 큐브위성용 센서는 상대적으로 저가이며, 성능 및 잡음특성이 좋지 않은 단점이 있다. 따라서 자세결정 알고리즘으로 노이즈 특성을 고려할 수 있는 확장칼만필터를 적용하였다. 또한 자세결정의 결정론적 방법인 QUEST 알고리즘과 비교하여 그 타당성을 검증하였다.

Key Words : Attitude Determination(자세결정), Cube Satellite(큐브위성), Solar Sail(태양돛), Extended Kalman Filter(확장칼만필터)

† Received : April 9, 2015 Revised : June 13, 2015 Accepted : June 23, 2015

* Corresponding author, E-mail : skim78@cnu.ac.kr

I. 서론

최근 전 세계적으로 대학과 연구소(NASA, Boeing)에서 공학연구, 우주탐사, 대형위성 대체 등의 목적으로 큐브위성을 개발하고 있으며, 국내에서도 다수의 대학에서 큐브위성을 개발 중에 있다. 이는 위성개발에 필요한 시간, 가격, 교육 등의 측면에서 대형위성을 개발하는 경우보다 효율적이기 때문이다.

개발되는 큐브위성 중 주 임무가 과학적 목적의 탑재체 검증만을 위한 경우 정밀한 자세결정이 필요하지 않을 수 있다. 하지만 지향성 안테나를 이용한 지상국 통신, 자세 및 위치에 따라 측정되는 과학 데이터 등은 자세결정 및 제어를 이용해야 한다.

현재 대부분의 큐브위성들은 자세결정을 위해 자세결정 알고리즘과 그에 필요한 센서들을 이용하며, 그 종류들은 Table 1과 같다. 관성센서로 IMU(inertial measurement unit)와 더불어 기준 센서로 태양센서, 지자기센서, 별센서, 지구센서 등을 이용하고 있다. 자세 결정방법의 종류는 대표적으로 결정론적 방법과 재귀적 방법이 있다. 결정론적 방법으로 분류되는 기법은 순서대로 TRIAD(TRI-axis Attitude Determination), SVD-method, q-method, QUEST(Quaternion Estimation) 등으로 발전해 왔으며, 이를 이용하는 큐브위성은 각각 illiniSat2, AAUSAT-3, WPI

CubeSat mission 등이 있다. 또한, 재귀적 방법은 EKF(Extended Kalman Filter), UKF(Unscented Kalman Filter) 등의 Kalman filter 계열 기법이며 이를 이용하는 큐브위성은 각각 AAUSAT-3, ESTCube-1, WPI CubeSat mission, illiniSat2, CubeSTAR, RAX-1, RAX-2 등으로 대다수가 재귀적 방법을 이용하고 있다. 이외에도 SwissCube는 결정론적 방법인 REQUEST 방법을 회귀적으로 적용한 기법인 optimal REQUEST method를 사용하는 사례가 있다[1,2,3,4,5,6].

본 논문에서는 태양돛을 탑재한 큐브위성 CNUSAIL-1에 적합한 자세결정 시스템을 구성하고, 실제 궤도상 시뮬레이션 해석을 통해서 자세결정 알고리즘을 검증하였다. 저정밀 센서의 노이즈 특성을 고려할 수 있는 자세결정 알고리즘을 고려하여 EKF와 QUEST를 구성하였으며, 결정론적 방법과 재귀적 방법 간의 임무 단계별 효율성 등을 분석하였다.

본 논문 구성은 다음과 같다. 2장에서 CNUSAIL-1에 대한 개요를 기술하고, 3장에서는 자세결정 시스템과 임무단계, 자세결정 알고리즘을 정의하며 이용되는 관성센서와 기준센서 및 기준모델에 대해서 서술한다. 4장에서는 설계된 자세결정 기법의 성능을 검증하기 위하여 CNUSAIL-1 모델을 이용한 시뮬레이션과 다양한 상황에 대한 자세결정 성능을 비교분석하며, 5장에서는 결론 및 향후계획을 제시한다.

Table 1. Attitude Determination Algorithm and Sensors of Recent Cubesats

Cube-satellite	launch	Algorithm	Sensor			
			Sun sensor	Gyroscope	Magneto-meter	GPS
AAUSAT-3	2013	SVD method UKF	photodiode	o	o	o
WPI CubeSat mission	T.B.D	q method EKF	Coarse sensor Fine sensor	o	o	o
illiniSat2	2006	TRIAD EKF	o	o	o	-
SwissCube	2009	optimal REQUEST method	o	o	o	-
CubeSTAR	T.B.D	EKF	o	o	o	o
ESTCube-1	2013	UKF	o	o	o	-
RAX-1	2010	EKF	o	o	o	o
RAX-2	2011	EKF	o	o	o	o

II. 큐브위성

CNUSAIL-1은 충남대학교 항공우주공학과에서 개발중인 태양돛을 탑재한 3U(100×100×100mm³) 크기의 큐브위성이다. 약 700km 태양동기 궤도에서 운용예정이며, 태양돛 전개 및 운용, 궤도 재진입 임무를 수행한다. Fig. 1에서 보듯이 약 2m x 2m의 태양돛이 구성되고 BUS부 상단에 GPS, Fine sun sensor, ADB(Attitude Determination Board)가 구성되어 있다.

CNUSAIL-1 위성은 저궤도 상에서 태양돛을 전개하는 것이 주 임무이며, 태양돛 전개 및 운용에 따른 자세/궤도에 대한 영향을 확인하는 임무를

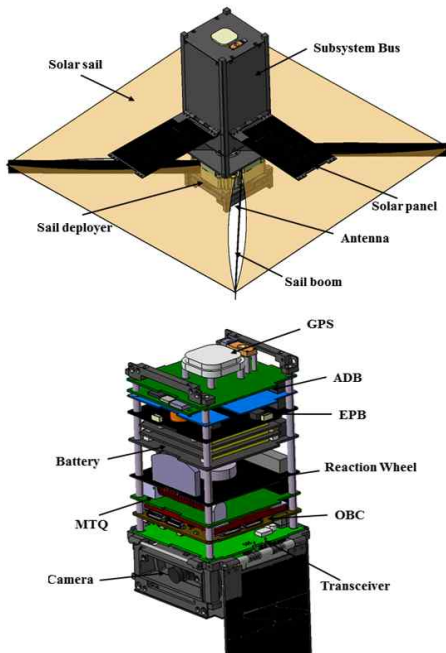


Fig. 1. The overall schematic of satellite configuration of CNUSAIL-1

수행한다. 자세 정보는 태양돛 전개 및 운용데이터 획득에서 임무 성공의 지표로 사용되어 중요한 의미를 가지기 때문에 정확도를 확보할 필요가 있다.

일반적으로 자세 정보 정확도를 높이기 위해서는 고정밀의 자이로센서, 기준센서를 이용하게 되지만, 큐브위성에서는 크기와 무게제한, 소비전력 제한, 구현가능성, 가격 측면에서 제약이 크다. 큐브위성에 사용되는 센서는 소형이며 노이즈 특성이 크다는 단점이 있어 이중센서를 통하여 자세결정 정확도와 강건성을 높이는 방법을 이용한다. 이를 고려하여 관성센서로는 Gyroscope, 기준센서로는 Sun sensor, Magnetometer를 사용한다. 위성의 탑재체인 태양돛을 전개하면 약 4m²의 돛 면적에서 생기는 그림자에 태양센서가 가려지게 되어 태양센서 관측성이 저하되는 특성을 가지고 있다. 이를 보완하기 위해 지자기 센서를 이용하게 되는데, 이는 근지구 상에서 항상 지자기가 존재하기 때문에 극지방을 제외한 지역에서 관측성을 확보할 수 있다.

자세 정보에 대한 오차 요인은 자이로 오차(바이어스, 드리프트 등), 시스템 좌표와 관성센서 및 기준자세센서 좌표 간의 장착오차, 기준센서 오차, 기준모델 오차, 시간 및 위치 오차 등 많은 부분에 의해서 자세 정확도에 영향을 받게 된다. 일반적으로 큐브위성 급에서는 on-board 상에서 자세결정 알고리즘을 통해서 자이로 오차와 기준자세센서 노이즈 오차를 보정하며 운영에 필요한 정도의 정확도를 만족한다. 이외에 시스템 좌표와 관성센서 및 기준자세센서 좌표 간의 장착오차는 실험을 통해 보정 가능하다.

III. 자세 결정

3.1 자세 결정 시스템

자세 결정 및 제어 시스템(ADCS: Attitude

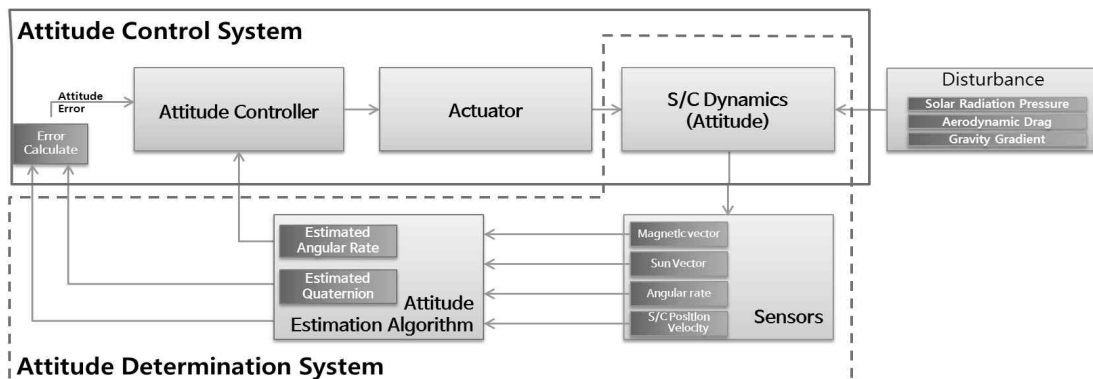


Fig. 2. Attitude Determination and Control Systems(ADCS) architecture of CNUSAIL-1

Determination and Control System)은 Fig. 2와 같이 자세제어(실선)와 자세결정(점선)으로 구성된다. 자세제어 시스템은 구동기인 Reaction Wheel과 Magnetic Torquer로 임무에 따른 각속도와 쿼터니안 자세를 제어하게 된다. 자세결정 시스템은 센서로부터 측정되는 각속도, 지자기 벡터, 태양 벡터, 위치를 통해서 각속도와 쿼터니안 자세를 추정하게 된다.

자세 결정 및 제어 시스템의 임무 단계는 디텀블(De-tumble), 초기 자세결정(Initial Attitude Determination), 자세유지(Attitude Maintenance)로 구분된다. 디텀블 단계에서는 위성이 P-POD 사출에서 생기는 각속도를 결정한다. 초기 자세결정 단계는 위성에 장착한 센서를 통하여 디텀블 이후의 위성 자세를 결정한다. 자세 유지 단계는 구동기나 센서를 사용하여 원하는 자세로 위성을 제어할 때의 자세를 결정한다. 각각의 임무 단계별로 적합한 자세결정 방법을 적용하는 것이 중요하다. 초기 자세결정 단계는 자세가 불안정하여 비선형성이 강하기 때문에 결정론적 방법이 적합하고, 자세유지단계는 위성의 자세가 안정되어, 재귀적 방법을 이용하여 자세를 예측하고 추정하는 것이 적합하다. 이때 칼만필터의 특성상 초기값 설정이 성능을 좌우하므로 임의의 초기 자세값보다는 초기 자세결정 단계에서 도출한 자세정보를 초기 자세값에 이용하면 수렴 속도를 향상시킬 수 있다[1]. 칼만필터는 기준센서의 측정값이 없을 때에 관성센서를 통해서 예측이 가능하고, 센서 노이즈를 고려하기 때문에 태양돛 운용에 따른 자세/궤도 영향성 분석의 임무수행 정확도가 상승하게 된다.

3.2 센서 및 관측 모델

센서는 Table 1에서 조사된 바를 토대로 큐브 위성에서 이용 사례가 있는 상용품을 선정하였다. 기준센서는 태양센서와 지자기센서를 이용하며, 관성센서는 MEMS 자이로를 사용한다. 기준 벡터 형성을 위해 사용된 궤도상의 기준모델은 천문력 기반 태양 모델과 근지구 지자기 모델을 이용한다.

3.2.1 태양 센서 및 태양 모델

선정한 태양센서는 Table 2와 같은 특성을 가지고 있으며, pin hole을 통해 들어오는 태양빛을 내부 CMOS 센서를 통해서 태양 시선벡터를 도출할 수 있다. 하지만 태양센서는 식 기간에는 이용할 수 없다는 단점이 있다. 태양모델은 천문력 기반으로 태양의 황도 경도와 황도 경사각의 운동을 계산하는 방식이다. 참고문헌 7에 따르면

Table 2. Data of Sun sensor SSBV CubeSat Sun Sensor

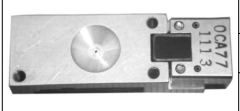

	Field of View	114°
	Update Rate	>10Hz
	Accuracy	< 0.5°

Table 3. Data of Magnetometer Honeywell HMC6343

	Range	±2 Gauss
	Linearity Error	0.1~1%FS
	Heading Accuracy	2 deg

이 모델은 0.01°의 정확도를 가지고 있다. Julian Date(JD)을 이용한 계산모델은 식 (1-6)과 같다.

$$n = JD - 2431545.0 \quad (1)$$

$$L = 280.460^\circ + 0.9856474^\circ n \quad (2)$$

$$g = 357.528^\circ + 0.9856003^\circ n \quad (3)$$

$$\lambda = L + 1.915^\circ \sin(g) + 0.020^\circ \sin(2g) \quad (4)$$

$$\beta = 0^\circ \quad (5)$$

$$\epsilon = 23.439^\circ - 0.0000004^\circ n \quad (6)$$

n은 JD로부터 계산되는 값이며, 태양의 평균 경도 L과 평균 근각 g는 식 (2)와 (3)을 통해 얻을 수 있고, L과 g로부터 황도 경도 λ 를 얻는다. 이때 황도 위도 β 는 항상 0°이며, 황도 경사각은 ϵ 으로 나타낸다[7].


3.2.2 지자기 센서 및 지자기 모델

지자기센서는 Table 3과 같은 특성을 가지고 있으며, 자기에너지를 검출하여 자기데이터와 비교를 통해 자세를 결정할 수 있다. 탑재체에 의한 자기장 영향을 받는다는 단점이 있지만, 근지구 상에서는 항상 지자기가 있기 때문에 관측성 확보에 용이하다는 장점이 있다. 지구 자기장 모델은 IGRF-11(International Geomagnetic Reference Field 2011)를 적용하였다[7]. 현재의 위치에서 지자기 계수들을 통해서 ECEF(Earth Centered Equatorial Fixed) 기준의 지자기벡터를 형성한다.

3.2.3 관성 센서 MEMS 자이로스코프 모델

자이로스코프는 Table 4의 모델을 이용하며, 센서 특성 분석 및 모델링을 위해서 주로 통계학적 모델 연구 방법인 알란 분산(Allan Variance)과 PSD(Power Spectral Density) 기법을 이용한

Table 4. Data of IMU InvenSense MPU-6050

	Angle Random Walk	0.05 deg/√s
	Rate Random Walk	0.005 deg/s/√Hz
	Bias Instability	0.01 deg/s

다. 본 연구에서는 시간 영역상의 분석기법인 알란분산을 이용하여 오차의 개별 특성을 추출하여 모델링 하였으며, 잡음성분으로 ARW(Angle Random Walk), BI(Bias Instability), RRW(Rate Random Walk)를 고려하였다[8,9].

데이터 $\theta(t)$ 를 T 의 샘플링 시간 간격으로 L 개를 획득할 때, 식 (7)과 같이 m 개로 구성되어 있는 여러 개의 클러스터로 분할하고 평균구간 τ 에 대해서 평균값을 구한다. 이때 m 은 τ 구간에서 추출된 데이터수로 $m < L/2$ 와 $m = 2^j(j=0,1,2,\dots)$ 을 만족해야하며, $\tau = mT$ 의 관계를 가진다.

$$\widehat{\Omega}_k(\tau) = \frac{\theta_{k+m} - \theta_k}{\tau} \quad (7)$$

각도 θ 와 각속도 Ω 의 관계식은 식(8)과 같다.

$$\theta(t) = \int^t \Omega(t') dt' \quad (8)$$

알란 분산은 최종적으로 아래 식 (9)와 같이 데이터의 평균값 간의 차이에 대해서 분산으로 정리된다.

$$\sigma^2(\tau) = \frac{\sum_{k=1}^{L-2m} (\theta_{k+2m} - 2\theta_{k+m} + \theta_k)^2}{2\tau^2(L-2m)} \quad (9)$$

알란 분산 해석을 통해 Table 4와 같은 노이즈 특성을 획득하였다.

3.3 자세 결정 알고리즘

3.3.1 QUEST(Quaternion Estimator)

칼만필터는 우수한 성능에 비해 계산량이 많고 자이로 센서의 고장에 취약한 단점이 있다. 이를 보완하고 대체할 수 있는 방법으로 벡터 관측 기법으로 분류되는 알고리즘들이 개발되었고, 자이로와 같은 관성센서를 제외하고 기준센서의 시선벡터만을 이용하여 자세를 결정하는 방법이다. 그중 본 연구에서 다루게 되는 QUEST 알고리즘은 q-method의 방법을 기반으로 하여 최대 고유값 계산시에 Newton-Raphson 방법을 적용

하여 계산 속도를 향상시킨 알고리즘이다. 시선 벡터로부터 자세행렬을 결정하며, 이를 위해서 Wahba의 손실함수 $L(A(q))$ (식 10)이 최소가 되는 방향 코사인 행렬 $A(q)$ (식 11)을 구하는 방법이다. 센서 간의 상대적 정밀도를 이용한 가중치(a_i)를 설정하여 최적 자세를 찾을 수 있다. 이는 결과적으로 식 (12)와 같은 행렬 K 의 고유값이 최대가 될 때의 문제로 정의되어 이를 Newton-Raphson 방법으로 계산하게 된다(식 13)[10,11].

$$\begin{aligned} L(A(q)) &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n a_i |\widehat{W}_i - A \widehat{V}_i|^2 \quad (10) \\ &= 1 - \sum_{i=1}^n a_i \text{tr} [\widehat{W}_i^T A \widehat{V}_i] \\ &= 1 - \text{tr} [A B^T] \\ &= 1 - g(A) \end{aligned}$$

$$A(q) = (q_4^2 - \vec{q} \cdot \vec{q}) I_{3 \times 3} + 2 \vec{q} \vec{q}^T + 2 q_4 [\vec{q}_\times] \quad (11)$$

$$\begin{aligned} g(q) &= (q_4^2 - \vec{q} \cdot \vec{q}) \text{tr} [B^T] \quad (12) \\ &+ 2 \text{tr} [\vec{q} \vec{q}^T B^T] + 2 q_4 \text{tr} [[\vec{q}_\times] B^T] \\ &= q^T \begin{bmatrix} S - \frac{\sigma}{z^T} I_{3 \times 3} & z \\ z^T & \sigma \end{bmatrix} q \\ &= q^T K q \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} g'(q) &= q^T K q - \lambda q^T q = 0 \quad (13) \\ K q_{opt} &= \lambda_{\max} q_{opt} \end{aligned}$$

쿼터니안 자세는 $q = [q, q_4]$ 로 정의되고, $A(q)$ 는 쿼터니안(q)으로 표현되는 방향코사인행렬이다. 식(10)의 \widehat{W} 는 모델로부터 얻어지는 기준벡터, \widehat{V} 는 센서로부터 측정되는 관측벡터이며, 행렬 B 는 $B = \sum_{i=1}^n a_i \widehat{W}_i \widehat{V}_i^T$ 으로 정의된다.

$g(A)$ 는 이득함수(gain function)으로 쿼터니안 q 로 표현되면 $g(q)$ 라고 표시되고, 이때 식 (10)의 $\text{tr}[AB^T]$ 로부터 유도되어 식 (12)로 정리된다.

3.3.2 EKF(Extended Kalman Filter)

쿼터니안 자세와 자이로 바이어스를 추정하기 위한 오차모델의 상태벡터 ($\Delta \tilde{x}$)는 롤, 피치, 요의 자세오차($\delta \alpha$)와 자이로 바이어스($\Delta \beta$)로 구성하며 Fig. 3과 같은 알고리즘을 따른다[12].

$$\Delta \tilde{x}(t) \equiv [\delta \alpha^T(t) \Delta \beta^T(t)]^T \quad (14)$$

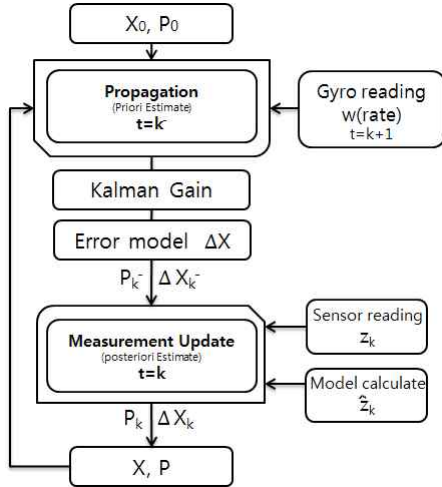


Fig. 3. Algorithm schematic of EKF

3.3.2.1 추정 변수 운동 모델

쿼터니안 운동 모델은 각속도 w 를 통해서 식 (15)으로 표현되며, 상태추정을 위한 쿼터니안 오차모델은 식 (16)과 같다.

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \Omega(w)q \quad (15)$$

$$\delta \dot{q} = - \begin{bmatrix} \hat{w} \times \\ 0 \end{bmatrix} \delta e + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \delta w \\ 0 \end{bmatrix} \otimes \delta q \quad (16)$$

이때 $w = [w_x \ w_y \ w_z]^T$ 이고, $\Omega(w)$ 는 각속도 w 에 대한 4×4 의 외대칭 행렬이며, $[\hat{w} \times]$ 는 각속도 w 에 대한 3×3 의 외대칭 행렬이다. \otimes 는 쿼터니안 곱 연산을 나타낸다. 위의 비선형 모델은 $\delta q \approx [0 \ 0 \ 0 \ 1]^T$ 를 이용하여 선형화된 모델을 도출하며, 또한 자세오차가 미소 각임을 이용하여 오일러 각으로 근사화 할 때 $\delta e \approx \delta \alpha / 2$ 이므로 식 (17)처럼 단순화된 식을 도출할 수 있다. 자이로 바이어스 모델은 식 (18)-(19)로 유도된다.

$$\delta \dot{e} = -[\hat{w} \times] \delta e + \frac{1}{2} [\delta w], \quad \delta \dot{q}_4 = 0 \quad (17)$$

$$w = \tilde{w} - \beta - \eta_v, \quad \dot{\beta} = \eta_u \quad (18)$$

$$\delta w = w - \hat{w} = -(\Delta \beta + \eta_v) \quad (19)$$

이때 η_v, η_u 는 각각 자이로 유동 토크 잡음과 자이로 유동토크 파생 잡음이며 모두 백색잡음으로 가정하였다. 자세에 대한 최종적인 추정 변수에 대한 운동 모델은 식 (20)과 같다.

$$\delta \dot{\alpha} = -[\hat{w} \times] \delta \alpha - (\Delta \beta + \eta_v) \quad (20)$$

3.3.2.2 프로세스 모델

식(14)~(20)을 이용하여 추정되는 오차 상태벡터 $\Delta \tilde{x}(t)$ 의 프로세스 모델을 아래 식으로 구성할 수 있다.

$$\Delta \dot{\tilde{x}}(t) \equiv F(\hat{x}(t), t) \Delta \tilde{x}(t) + G(t)w(t) \quad (21)$$

$$w(t) \equiv [\eta_v^T(t) \ \eta_u^T(t)]^T \quad (22)$$

$$F(\hat{x}(t), t) = \begin{bmatrix} -[\hat{w}(t) \times] & -I_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$G(t) = \begin{bmatrix} -I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$Q_k = \begin{bmatrix} \left(\sigma_v^2 \Delta t + \frac{1}{3} \sigma_u^2 \Delta t^3 \right) I_{3 \times 3} & \left(-\frac{1}{2} \sigma_u^2 \Delta t^2 \right) I_{3 \times 3} \\ \left(-\frac{1}{2} \sigma_u^2 \Delta t^2 \right) I_{3 \times 3} & \left(\sigma_u^2 \Delta t \right) I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (25)$$

여기서 F 는 모델벡터, G 는 프로세스 잡음분포 행렬, w 는 평균이 0인 가우시안 잡음이며, Q 는 프로세스 잡음에 대한 공분산행렬이다. Δt 는 샘플링 주기이며, σ_v, σ_u 는 η_v 와 η_u 부터 정의되는 백색잡음의 표준편차이다[12].

3.3.2.3 관측 모델

태양 기준벡터 \vec{r}_1 와 지자기 기준벡터 \vec{r}_2 에 대한 관측모델 \tilde{y}_k 은 다음과 같다.

$$\tilde{y}_k = \begin{bmatrix} A(q) \vec{r}_1 \\ A(q) \vec{r}_2 \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} \nu_1 \\ \nu_2 \end{bmatrix}_k \equiv h_k(\hat{x}_k) + \vec{v}_k \quad (26)$$

$$R = \text{diag}[\sigma_1^2 I_{3 \times 3} \ \sigma_2^2 I_{3 \times 3}] \quad (27)$$

$A(q)$ 는 동체좌표계에서 센서 좌표계로 방향 코사인행렬이다. $\vec{\nu}$ 벡터는 평균이 0인 가우시안 잡음이고, R 은 관측오차의 공분산이다. 예측되는 측정값은 프로세스 모델을 통해 전파된 \hat{q}^- 를 이용하여 다음 행렬 h 로부터 얻는다.

$$h_k(\hat{x}_k) = \begin{bmatrix} A(\hat{q}^-) r_1 \\ A(\hat{q}^-) r_2 \end{bmatrix}_k \quad (28)$$

민감도 행렬 H (Sensitivity Matrix)는 관측되는 행렬의 방향코사인행렬 A 로부터 유도된다.

$$H_k(\hat{x}_k^-) = \begin{bmatrix} [A(\hat{q}^-)r_1 \times] & 0_{3 \times 3} \\ [A(\hat{q}^-)r_2 \times] & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}_k \quad (29)$$

IV. 시뮬레이션

시뮬레이션 진행은 자세결정 알고리즘 별 성능, 자세결정에 이용되는 센서의 가용여부에 따른 오차 영향, 궤도 운용 시 식 기간의 영향, 자세 제어 임무 단계별 자세결정 성능에 대해 시뮬레이션을 진행하고 분석하였다.

4.1 시뮬레이션 환경

CNUSAIL-1의 궤도 및 동역학을 고려하여 시뮬레이션을 진행하였으며, 이에 대한 값은 Table 5와 같다.

자세결정에 대한 성능 평가를 위해서 초기 자세(\hat{q}_0), 자이로 바이어스(\hat{b}_0), 각속도(ω)를 임의로

Table 5. Satellite Condition

Parameter	Value
Mass	4kg
Dimension	0.1×0.1×0.3 m ³
Moment of Inertia	I _{xx} = 0.0506, I _{yy} = 0.0506, I _{zz} = 0.0100 kg·m ²
Altitude	700km Sun Synchronous Orbit
Period	98.8 min

Table 6. Simulation Initial Value

Item		Specification
Quaternion	\hat{q}_0	[0 0 0 1]
Gyro Bias	\hat{b}_0	[-0.3 0 0.3] deg/hr
Rate(ω)		[-0.0471 0.0380 0.0119] rad/s

Table 7. EKF Noise Parameter

Noise		Specification
P	P_0^a	1 ² deg ²
	P_0^b	0.02 ² (deg/s) ²
Q	σ_v	0.05 deg/√s
	σ_u	0.005 deg/s/√Hz
R	σ_{sun}	2 × 10 ⁻⁴
	σ_{mag}	2 × 10 ⁻⁴

설정하였으며, 1회의 공전주기에 대해 시뮬레이션을 진행하였다. 상세한 초기상태 값은 Table 6에 제시하였다.

EKF에 초기 자세오차와 바이어스 오차에 대한 상호분산 P_0 값은 큰 임의값으로 설정하였으며, 자이로스코프, 지자기센서, 태양센서의 성능특성을 토대로 각각 Q와 R 성분에 대한 값은 Table 7에 제시하였다.

4.2 EKF와 QUEST 간의 성능 비교

Figure 4는 쿼터니안으로 추정된 자세(KF)와 시뮬레이션 상의 실제 자세(True)를 비교하였을 때, 추정된 자세는 약 7초 이후 잘 추종하는 것을 확인하였다. Fig. 5는 자세 오차를 보기 쉽게 오일러 각으로 표시하였으며, 안정화 된 이후로는 오차범위가 약 ±1.8도 이내이다. 바이어스는

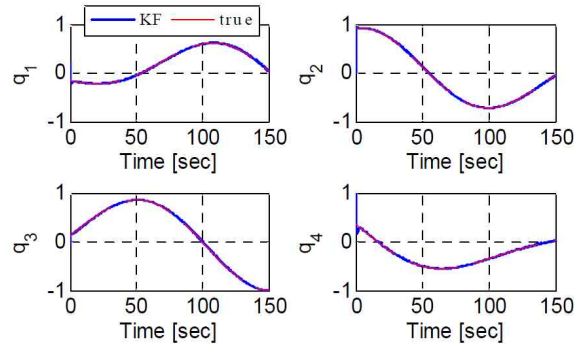


Fig. 4. KF/True Attitude Estimation

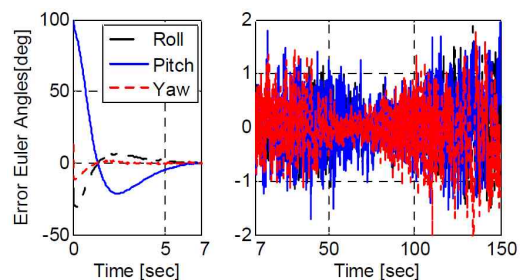


Fig. 5. Attitude Estimation Error EKF

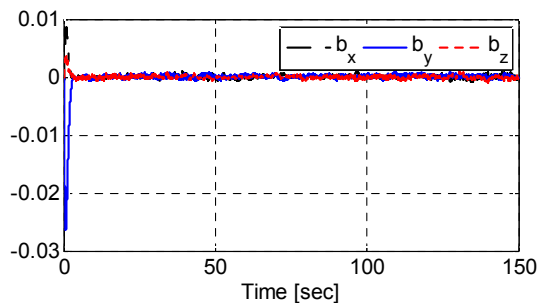


Fig. 6. Bias Estimation Error EKF

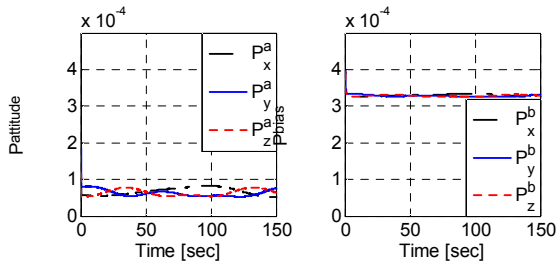


Fig. 7. Covariance Propagation Attitude(L)/Bias(R)

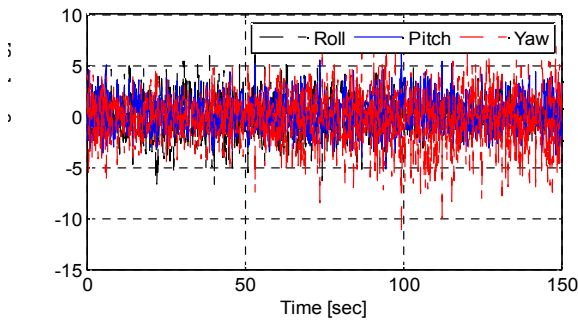


Fig. 8. Attitude Estimation Error QUEST

Table 8. After 100s, Attitude RMS Error EKF/QUEST

Method	Yaw	Roll	Pitch	unit
EKF	0.5239	0.5090	0.5805	deg
QUEST	1.8595	1.6500	2.6484	deg

Fig. 6에서 자세오차와 같이 7초 이후로 안정화 되었고, 오차범위 약 ± 0.001 deg/hr 이내이다. 공분산 해석 결과는 Fig. 7과 같이 각각 자세오차와 바이어스로 나누어 보았을 때, 시간이 지남에 따라 수렴하였다.

QUEST 방법의 자세오차는 Fig. 8과 같이 노이즈를 포함하고 주기적으로 약 ± 5.1 도 이내로 값을 가진다. Table 8에서 RMS 자세오차를 확인했을 때, EKF가 QUEST보다 5배 이상 정확함을 알 수 있었다. 이때 EKF는 안정화된 이후의 자세오차를 계산하였다.

4.3 센서 가용 여부에 따른 영향

위성의 실제적인 환경에서 자세를 추정하기 위해서, 센서의 관측성에 따른 영향을 확인해야 한다. 따라서 자이로 센서만 작동할 때, 자이로와 지자기 센서만 작동할 때, 자이로와 태양센서만 작동할 때 세 가지 경우로 나누어 자세 추정 오차를 확인해 보았다.

첫 번째 경우(Fig. 9)에서는 자이로 센서만 작

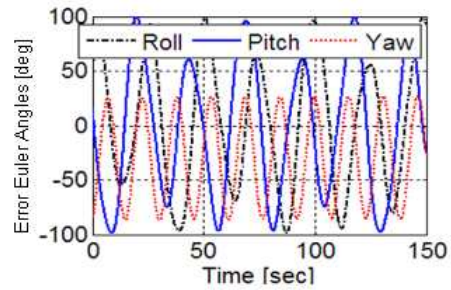


Fig. 9. Attitude Estimation for only Gyroscope

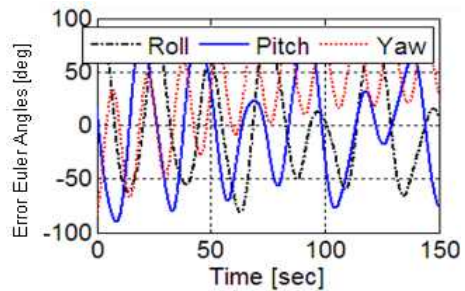


Fig. 10. Attitude Estimation for only Gyroscope and Magnetometer

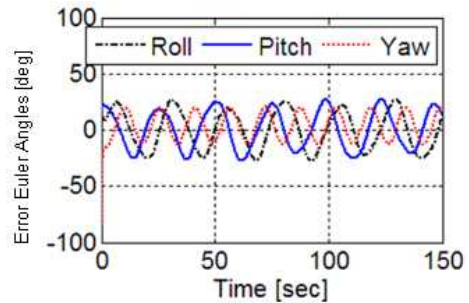


Fig. 11. Attitude Estimation for only Gyroscope and Sun sensor

동하므로 $-100 \sim +100$ 도의 큰 자세 오차를 나타내며, 단일 사용이 불가하다. 두 번째 경우(Fig. 10)는 자이로 센서에 지자기센서가 보정하는 효과를 주어서 $-80 \sim +80$ 도의 오차를 가지게 된다. 자기장은 여러 요인으로 큰 잡음이 있어서 낮은 성능을 보인다. 세 번째 경우(Fig. 11)는 자이로 센서에 태양센서가 보정하는 효과를 주어서 $-25 \sim +25$ 도의 오차로 가장 작은 오차를 가지게 된다. 각각 단일로 사용할 경우 자세 제어에 자세 정보를 사용 불가능하며, 이를 통해서 최대 성능을 얻기 위해서는 세 가지 센서 모두 작동하여야 함을 알 수 있다.

4.4 식 기간 경우 자세 결정

궤도상 운용 시에 CNUSAIL-1 위성은 일 기간

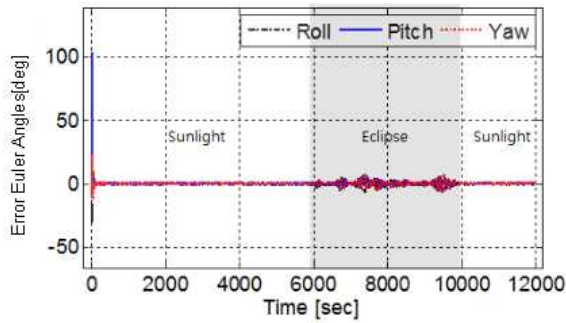


Fig. 12. Attitude Estimation Error of Euler Angle for Eclipse

64분, 식 기간 36분을 가지게 된다. 이때 기준센서 중에 태양센서가 주기적으로 작동할 수 없게 된다. 이 경우 칼만필터의 prediction step이 유지되어 태양센서를 제외한 다른 센서들만을 이용한 correction step을 적용하였다.

식 기간을 고려했을 때, 자세결정 오차는 Fig. 12에서 보듯이 일 기간에서는 최대 1.1582도의 오차로 우수한 성능을 가지며, 식 기간에서는 최대 7.5도로 식 기간에서는 상대적으로 낮은 자세결정 성능을 보이지만 큐브위성의 특성상 용인할 수준인 것으로 사료된다.

4.5 임무 단계별 자세결정

위성 임무 수행 시에 단계별로 자세가 달라지며 이에 따라 자세 제어가 필요하게 된다. 제어를 위해서 자세 정보 정확도가 필요하게 되며, 이때 자세 결정 알고리즘의 성능을 분석하였다. 주로 수행하는 임무 단계에 따른 자세제어는 지구지향, 궤도 재진입이다[13].

4.5.1 지구지향 시 자세결정

지구지향은 지속적으로 z축이 지구를 지향하는 자세제어 기동을 하게 되며, 이때 자세결정 성능은 다음 Fig. 13과 같이 나타난다. 앞선 경우와 마찬가지로 태양센서의 관측성에 따라서 자세

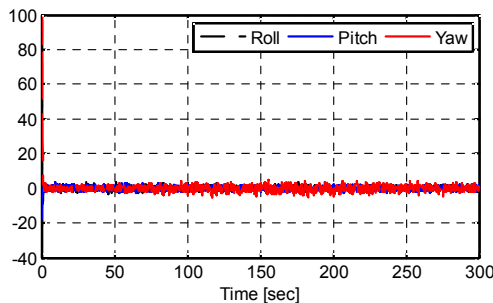


Fig. 13. Attitude Estimation Error of Nadir Pointing Mission Step

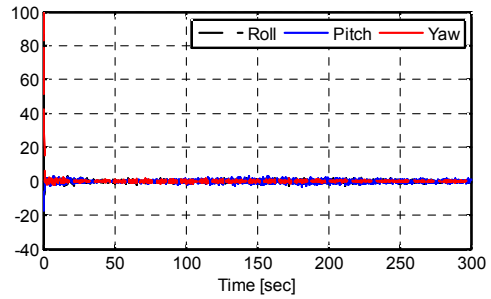


Fig. 14. Attitude Estimation Error of De-Orbit Pointing Mission Step

결정 정확도가 달라지는 것을 확인 할 수 있다. 이때 일반적으로 자세 오차는 최대 3.2338도이며, 평균 0.8175도의 오차를 가진다.

4.5.2 궤도 재진입 시 자세결정

본 위성은 태양돛을 이용하여 궤도 재진입하는 임무를 수행할 목적이 있다. 이에 따라 지속적으로 z축이 속도 벡터와 일치하는 자세제어 기동을 하게 되며, 이때 자세결정 성능은 다음 Fig. 14와 같이 나타난다. 이때 태양센서는 관측 가능한 상태를 유지할 수 있는 시기에 수행한다고 가정하였다. 자세결정 결과 일반적으로 자세 오차는 최대 4.8841도이며, 평균 1.6149도의 오차를 가진다.

V. 결론 및 향후계획

본 논문은 큐브위성의 자세결정 시스템을 구성하고, 각 기법과 임무 단계별로 성능을 비교분석하였다. CNUSAIL-1 큐브위성 자세결정 시스템의 실제 센서 모델과 위성 모델을 반영하여 EKF와 QUEST 기법을 통해 자세 추정 시뮬레이션을 진행하였다.

EKF는 자세오차 최대 0.5805deg, 바이어스 오차 최대 0.0005deg/hr, QUEST는 자세오차 평균 2.6484deg의 정확도 성능을 도출하여 큐브위성에서 사용가능한 성능을 만족하였다. EKF와 QUEST를 비교하였을 때, EKF가 센서 노이즈를 효과적으로 제거하였기 때문에 우수한 성능을 확인하였으며, 임무 단계별 기법의 효용성을 확인할 수 있었다. 각 센서별 작동여부에 따라서 자세결정에 어떠한 영향을 주는지에 대한 분석도 진행되었다. 일기간과 식기간을 고려한 궤도상 운용 시 일기간 최대 1.158deg, 식기간 최대 7.5deg의 자세오차를 확인하여 이를 토대로 임무를 수행하게 된다. 자세 제어 임무 단계별로 자세결정 성능을 분석하였을 때, 지구지향 시에는

정확도 0.8175deg를 만족하며, 궤도 재진입시에는 태양이 보이는 조건하에 정확도 1.6149deg로 자세 제어에 만족할만한 값이다. 본 자세결정 기법은 CNUSAIL-1 위성에 실제 적용하여 그 성능을 검증할 것이며, 국내 큐브위성 자세결정 연구의 좋은 사례가 될 것으로 사료된다.

향후 자세결정 및 자세제어 시스템의 통합 시뮬레이션을 고려한 연구를 진행할 예정이다. 추가적으로, 가상의 지자기를 모사해 주는 Helmholtz Cage와 인공 태양빛 등을 이용하여 제안한 알고리즘을 검증할 예정이며, 장착오차 및 기준센서 오차보정을 위한 상세 연구를 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 충남대학교 학술연구비에 의해 지원되었음.

Reference

- 1) Dawson, E., Nassiff, N., and Velez, D. "Attitude Determination And Control System Design For A CubeSat Mission.", Worcester Polytechnic Institute, 2012
- 2) Jensen, K. F., and Vinther, K., "Attitude Determination and control system for AAUSAT3.", Master's Thesis, Aalborg University, 2010
- 3) Springmann, J. C., Sloboda, A. J., Klesh, A. T., Bennett, M. W., and Cutler, J. W., "The attitude determination system of the RAX satellite.", Acta Astronautica, Vol. 75, 2012, pp. 120~135
- 4) Jordi, M. B., "Swisscube attitude determination algorithm design and validation." Master's thesis, Ecole Polytechnique Federale de Lausanne Laboratoire d'Automatique, 2007
- 5) M. Y. Yun, B. H. Lee, J. W. Choi and Y. K. Chang, "Modeling of Two-axis Miniature Fine Sun Sensor for Accuracy Improvement", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science, vol. 34, No. 7, pp. 71-78, 2006
- 6) H. S. Ahn, S. H. Lee, S. W. Rhee and J. S. Chae, "Attitude Determination Algorithm of LEO Satellites in the Sun-Acquisition Mode", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science, vol. 30, No. 1, pp. 82-87, 2002
- 7) Bowen, J. A., "On-board orbit determination and 3-axis attitude determination for picosatellite applications.", Master's Theses, 2009
- 8) Petkov, P., and Slavov, T., "Stochastic modeling of MEMS inertial sensors.", Cybernetics and information technologies, Vol. 10. No. 2, 2010, pp. 31~40.
- 9) Institute of Electrical and Electronics Engineers, "IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros.", IEEE, 1999.
- 10) Markley, F. L., "EQUIVALENCE OF TWO SOLUTIONS OF WAHBA'S PROBLEM.", The Journal of the Astronautical Sciences, Vol. 147, 2012, pp. 151~159
- 11) Kim, I. J., "The state of the art on the attitude determination algorithm for three-axis stabilized spacecraft: (4) Attitude determination algorithm using vector observation (I)", 2002
- 12) Crassidis, J. L., and Junkins, J. L., "Optimal estimation of dynamic systems", CRC press, London, 2011, pp. 419~433
- 13) Yoo, Y., Koo, S., Kim, G., Kim, S., Suk, J., and Kim, J., "Attitude Control System of a Cube Satellite with Small Solar Sail.", AIAA SciTech, 2015